

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**EĞİK ŞOK KAYNAKLI LAMİNER SINIR TABAKA AYRILMASININ
HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Hasan AVŞAR

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

EYLÜL 2017

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**EĞİK ŞOK KAYNAKLI LAMİNER SINIR TABAKA AYRILMASININ
HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Hasan AVŞAR
511131120**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

Tez Danışmanı: Yard. Doç. Dr. Bayram ÇELİK

EYLÜL 2017

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511131120 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Hasan AVŞAR, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “EĞİK ŞOK KAYNAKLI LAMİNER SINIR TABAKA AYRILMASININ HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Yard. Doç. Dr. Bayram ÇELİK**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Mehmet ŞAHİN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Oktay ÖZCAN
İstanbul Aydın Üniversitesi

Teslim Tarihi : 07 Eylül 2017
Savunma Tarihi : 07 Eylül 2017





Eşime ve Kardeşime,



ÖNSÖZ

İlk olarak bahsetmek istediğim, çalışmanın özgün olmasındaki teşvikleri, tez çalışmasına ve mühendislik bakış açımı verdiği tüm destekleriyle Yard. Doç. Dr. Bayram Çelik’e sonsuz teşekkürlerimi iletiyorum. Kendisinin yardımı ile yalnızca bir tez çalışması bitirmek ile kalmayıp, bir mühendis gözünden doğanın nasıl yorumlanacağı görüşünü de kazandığımı belirtmeden geçemeyeceğim. Hoş sohbetleri ve sabrı için teşekkürlerimi ayrıca yinelemek isterim.

Bu yüksek lisans tezi, şahsımın 2013 yılında gerçekleştirdiği bitirme çalışmasının kapsamlı hale getirilmiş devamı niteliğini taşımaktadır. Bu sayede elde edilen bilgi birikimi korunarak geliştirilmeye devam edilmiş, yeni çalışmalar için yeni hedefler konmuştur.

İTÜ Sanayi Araştırmacı Yetiştirme Programı (proje no: İTÜ-AYP-2014-2) ve İTÜ Bilimsel Araştırma Projeleri (proje no: 38405)’ ne bu tezin tamamlanmasındaki katkılarından dolayı teşekkür ederim.

Yüksek Lisans öğrenimim süresince çalışmakta olduğum firma EnginSoft’a ve hem Türkiye hem de İtalya’daki çalışma arkadaşlarıma desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Ayrıca beni yetiştiren, her daim desteklerini esirgemeyen ve ferdi olmaktan onur duyduğum aileme ve büyüklerime teşekkür eder, saygılarımı sunarım.

Son olarak; bana karşı gösterdiği sabrı, anlayışı, sevgisi ve tüm destekleri için hayat arkadaşım, eşim, ailem Gözde Kaya Avşar’a sevgilerimle...

Eylül 2017

Hasan Avşar
Uzay Mühendisi



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Tarihsel Süreçte Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşimi	3
1.2 Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşiminin Modellenmesinde Hesaplamalı Yöntemlerin Başarısı.....	6
1.3 Güncel Gelişmeler ve Zorluklar	7
1.4 Tezin Amacı ve Motivasyon	8
1.5 Tezin Yapısı	8
2. EĞİK ŞOK DALGASI LAMİNER SINIR TABAKA ETKİLEŞİMİ.....	9
3. BÜNYE DENKLEMLERİ VE NÜMERİK FORMÜLASYON	11
3.1 Bünye Denklemleri.....	11
3.2 Sonlu Hacimler Yöntemi ve Ayırıklaştırma	12
3.2.1 Taşınım terimlerinin ayırıklaştırılması	13
3.2.2 Gradyan teriminin ayırıklaştırılması	15
3.2.3 Laplasyan teriminin ayırıklaştırılması	16
3.2.4 Zaman teriminin ayırıklaştırılması	16
4. HESAPLAMALI ÇALIŞMALAR.....	17
4.1 Doğrulama ve Geçerleme Çalışması	17
4.2 Geometri ve Sınır Koşulları	19
4.3 Çözüm Ağı Yapısı	23
4.4 Çözüm Ağından Bağımsız Sonuçlara Ulaşma Çalışması.....	24
4.5 Zaman Adımından Bağımsız Sonuçlara Ulaşma Çalışması.....	26
5. ELDE EDİLEN SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	29
6. SONUÇ VE PLANLANAN ÇALIŞMALAR.....	45
KAYNAKÇA	47
ÖZGEÇMİŞ.....	49



KISALTMALAR

CFL	: Courant-Friedrichs-Lewy sayısı
DNS	: Direct Numerical Simulation
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
M	: Mach sayısı
Re	: Reynolds sayısı
ŞDSTE	: Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşimi
ŞDLSTE	: Şok Dalgası Laminer Sınır Tabaka Etkileşimi





SEMBOLLER

β	: Gelen eğik şokun yatay düzlem ile yaptığı açı
f	: Giriş ile durma noktası arasındaki uzaklık
H_1	: Geometri giriş uzunluğu
H_2	: Geometri çıkış uzunluğu
L	: Alt plaka uzunluğu
L_s	: Durma noktası ile şokun çarptığı nokta arasındaki uzaklık
Δt	: Zaman adımı
θ	: Şok indükleyici ile yatay düzlem arasındaki açı
u	: Serbest akış hızı
Δx	: Çözüm ağındaki en küçük hücre boyu (x yönünde)



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1: Kısıtlama Fonksiyonları.	14
Çizelge 4.1: Sınır koşulları (1. Adım).	21
Çizelge 4.2: Sınır koşulları (2. Adım).	21
Çizelge 4.3: $M = 3.0$ ve $\beta = 30^\circ$ için başlangıç koşulları karakter ve değerleri.	22
Çizelge 4.4: $M = 3.0$ ve $\beta = 30^\circ$ için sınır koşulları karakter ve değerleri.	22
Çizelge 4.5: Etkileşim bölgesi oluşturmak için sağlanan açılı aralığı.	23
Çizelge 4.6: Çözüm ağındaki eleman boyutları.	24
Çizelge 4.7: Zaman adımları çizelgesi.	26
Çizelge 5.1: Ayrılma bölgesi uzunluğunun M ve şok açısına göre değişimi.	41
Çizelge 5.2: Mach sayısına ve β açısına göre sınır tabakadaki girdap sayıları.	41



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Şok yansımasından dolayı zarar gören X-15-A-2 uçağı (altta) ve onu taşıyan B-52 uçağı (üstte).....	2
Şekil 1.2: X-15-A-2' nin B-52' ye tutturulduğu zarar görmüş fin bölgesi.	2
Şekil 1.3: Paralel nasele kullanılan uçuşlarda etkileşim bölgesinin şematik gösterimi.	3
Şekil 1.4: Ferri (1939)' nin deneysel çalışmasında kullandığı profil örnekleri.	4
Şekil 1.5: Mach 2.13, G.U. 2 profili için basınç dağılımı (Ferri, 1939)	4
Şekil 1.6: Şok dalgası sınır tabaka etkileşiminin temel sınıfları: (a) sıkışma köşesi, (b) şok yansıması, (c) ani yükselen adım ile ayrılma ve (d) ani alçalan adım ile yüzeye tutunma (Delery ve diğ., 1986).....	6
Şekil 2.1: Gelen eğik şok dalgası laminar sınır tabaka etkileşiminin basit gösterimi.	9
Şekil 2.2: Şok dalgası laminar sınır tabaka etkileşimi (Houghton ve diğ., 2012).	10
Şekil 3.1: Sonlu hacimler ayırıştırması (Marcantoni vd., 2012).	13
Şekil 4.1: Degrez ve diğ. (1987)' nin çalışmasında yer alan deney düzeneği.	18
Şekil 4.2: Düz levha üzerinde gelişen sınır tabaka – eğik şok etkileşimi.....	19
Şekil 4.3: Hesaplamalı çalışma ortamının geometrisi.	20
Şekil 4.4: Çözüm ağı yapısı: etkileşim bölgesi, gelen ve yansıyan şok bölgelerinde çözüm ağı sıklaştırması.....	23
Şekil 4.5: Çözüm ağından bağımsız sonuçlara ulaşma çalışmasında duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmelerinin eleman boyutuna göre karşılaştırılması.	25
Şekil 5.1: $M = 3.0$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.....	30
Şekil 5.2: $M = 3.0$, $\beta = 25^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.....	31
Şekil 5.3: $M = 3.0$, $\beta = 27.93^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.	32
Şekil 5.4: $M = 3.0$, $\beta = 30^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.	33
Şekil 5.5: $M = 3.5$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.....	34
Şekil 5.6: $M = 3.5$, $\beta = 25^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.....	35
Şekil 5.7: $M = 3.5$, $\beta = 26.09^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.	36
Şekil 5.8: $M = 3.5$, $\beta = 30^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.	37
Şekil 5.9: $M = 4.0$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.....	38
Şekil 5.10: $M = 4.0$, $\beta = 24.75^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.	39

Şekil 5.11: $M = 4.0$, $\beta = 30^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.	40
Şekil 5.12: Basınç oranına ve Mach sayısına göre ayrılma bölgesi uzunluğunun değişimi.	42
Şekil 5.13: $M = 3.0$, $\beta = 25^\circ$ de alt plaka farklı sıcaklıklarının plaka üzerindeki basınca ve kayma gerilmesine etkisi.	43
Şekil 5.14: $M = 3.0$, $\beta = 30^\circ$ de alt plaka farklı sıcaklıklarının plaka üzerindeki basınca ve kayma gerilmesine etkisi.	44



EĞİK ŞOK KAYNAKLI LAMİNER SINIR TABAKA AYRILMASININ HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE İNCELENMESİ

ÖZET

Bu çalışmanın temel amacı düz plaka üzerindeki şok dalgası ile sınır tabaka etkileşiminin fizikini kavramaktır. Bu çalışma sayesinde etkileşim bölgesinin hangi durumlarda daimi ve daimi olmayan akış meydana getirdiği ortaya çıkarılmıştır. Hava araçlarına olan zararı göz önüne alındığında, akış yapısının zamana bağlı etkilerini önlemek için plaka yüzey sıcaklığı değiştirilmiştir.

Gerçekleştirilen çalışmalarda parametrik bir analiz serisi hazırlanmıştır. Gelen şokun açısı ile yatay düzlem arasındaki açı β her bir analizde değiştirilmiş ve yataydaki düz plaka üzerinde gelişmiş sınır tabaka ile etkileşimi incelenmiştir. Mach sayısı da parametrik olarak değiştirilmiş, bu değişimin şok dalgası sınır tabaka etkileşimi üzerindeki etkisi gösterilmiştir.

Etkileşim esnasından oluşan şok dalgalarının, sınır tabakadaki ayrılma / yüzeye yeniden tutunma noktalarının ve ayrılma bölgesindeki baloncukların nicelik ve nitelik olarak değerlendirilmesi yapılmıştır. Gözlenen farklı akış yapıları zamana bağlı ya da zamandan bağımsız olarak sınıflandırılmış, ayrıca akışın 2-boyutluluk etkileri incelenmiştir. Analizler için çözüm ağı üretilirken dörtgen elemanlara sahip bir ağ kullanılmıştır. Bunun yanında akış fizikini uygun modellemek, şok dalgalarının çarpma / yansıma noktalarını hassas olarak belirlemek için gelen / yansıyan eğik şok dalgaları civarına, sınır tabaka ve etkileşim bölgelerine özel düzenleme ile çözüm ağı sıklaştırılması uygulanmıştır. Bu sayede şok dalgası arkası ve önündeki ani değişen akış özellikleri ve etkileşim bölgesinde kalınlaşan sınır tabaka içindeki akış yapısı bu özel düzenleme ile gerçek fiziğe uygun çözüm alınmıştır.

Parametrik analizler gerçekleştirilmeden önce, çözüm ağından ve zaman adımından bağımsız çözümler elde edildiği gösterilmiştir. Tüm analizler sıkıştırılabilir, zamana bağlı bünye denklemlerini Sonlu Hacimler Yöntemi (Finite Volume Method) ile çözmek için geliştirilen OpenFOAM çözücüsü ile gerçekleştirilmiştir. Çalışmaların açık kaynak kodlu yazılım ile gerçekleştirilmesi araştırmacıya bu alandaki bilimsel çalışmaları anlama ve yeni özgün çalışmalar yapma fırsatı tanımıştır. OpenFOAM yazılımı içinde bulunan birkaç sıkıştırılabilir akış çözücüsünden biri olan rhoCentralFoam yöntemi ile sıkıştırılabilir akış fizikini modellemek mümkündür. rhoCentralFoam yoğunluk temelli sıkıştırılabilir akış çözücüsüdür ve Kurganov & Tadmor'un central-upwind şeması ile kullanılmaktadır. Kullanılan yöntem zamanda 1, uzayda ise 2. dereceden hassasiyet sağlamaktadır. Bu analizler bahsedilen özellikler ile beraber kullanılarak gerçekleştirilmiş, alınan sonuçlar kaynaklardan ulaşılması mümkün deneysel ve nümerik veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma ile kullanılan çözücünün ve yöntemlerinin modelleme kapasitesi de anlaşılmaya çalışılmıştır. Analiz sonuçları etkileşim bölgesinde yer alan baloncukların sayısı, alt duvar üzerindeki yüzey kayma gerilmesi ve basınç dağılımı sayısal olarak incelenmiş; ayrıca vorteks yapıları Q-kriteri metodu kullanılarak görselleştirilmiştir.



COMPUTATIONAL SIMULATIONS OF OBLIQUE SHOCK INDUCED LAMINAR BOUNDARY LAYER SEPARATION

SUMMARY

The main objective of present computational study is to model and investigate an impinging oblique shock wave induced laminar boundary layer separations over a flat plate. Mechanism of the flow was observed for steady-state or unsteady separations. Surface temperature of the flat plate has been changed to prevent undesired unsteady interaction region.

A parametric study that covers a wide range of impinging shock angle as well as free stream Mach number is considered here. Number of simulations for 2-dimensional flows utilizing a density based finite volume Navier-Stokes solver of open source CFD solver of OpenFOAM, rhoCentralFoam. Preliminary results show that the shock-induced separation can result in steady or unsteady separations depending on the impingement angle of the shock and the freestream Mach number. Although the influence of free stream Mach number and shock impingement angle on separation have already been studied extensively, relatively high Mach number range of this study has a potential to contribute the literature.

Computational grids include quadratic, non-conformal elements and precise refinement regions were handled to capture discontinuities of the flow quantities around incident and reflected oblique shock waves. Computational simulation results are evaluated in terms of number and location of the separation bubble/s; shear stress and pressure variation along the wall. In addition, visualization of vortices will be covered by Q-Criterion Method.

Mechanism of shock wave laminar boundary layer interaction on a flat plate can be summarized as an incident shock impinges on a laminar boundary layer, its strength decreases and an adverse pressure gradient occurs. Then, the boundary layer thickens because of the pressure gradient; thus, compression waves are occurred as merging and forming a single oblique shock wave. This wave is called first reflected shock wave. When the direction of the flow changes in the boundary layer due to shock impingement, stress on the wall become zero and local separation takes place. The incident shock loses its strength as it penetrates the boundary layer. Expansion fans occur downstream of the impingement point. Then second reflected shock forms due to thinning boundary layer. In here, reattachment is observed in the boundary layer. Besides, the region of probable transition to turbulence can be seen at the downstream right after interaction zone.

As an introduction, phenomenon of the interaction is described to understand characteristic of the flow. After investigating results of computational simulations, both numerical and analytical expressions were matched to obtain a comparison.

In the section of geometrical properties, it is described how angle data range were selected to generate a SWBLI zone. Beyond limits of wave angle, there will be no

single oblique shock and/or induced and reflected shock wave interaction anymore. The set of angle includes values close to upper and lower limits of oblique shock and interaction zone generation. In this set, middle value of β which matches half of maximum deflection angle value as well describes a transition from stable and relatively steady boundary layer to unstable and possible detached boundary layer

Before generating geometries depend on various wave angle (β), analytical calculations were supplied to make a reference for numerical analyses. Regarding to these calculations, parametric geometries were created to keep location of impingement point of incident shock wave constant. Therefore, the flow regime can be kept as laminar. Computational domain and grid structure were generated on X-Y plane for a 2-D case. Inlet, outlet, freestream and flat plate regions are defined as H_1 , H_2 , f and L sections respectively. Besides, wall of shock generator section is defined to induce an oblique shock wave onto the flat plate. Inclination of the shock generator is provided due to avoiding interaction of reflected shock waves from flat plate and shock generator. It should be considered as a modelling technique to obtain shock wave boundary layer interaction zone only. Reducing number of the mesh elements is another advantage of this approach.

In the grid structure, there are numerous of refinement regions to capture discontinuities of flow quantities for critical regions such as incident and reflected shock areas, boundary layer, stagnation point and interaction zone. Edges of the intersections between these refinement and regular grid regions are implemented to provide better transition. Mesh generation has been conducted in a commercial software, namely NUMECA HEXPRESS. Grid has a non-conformal structure which requires interpolation around intersections. On the other hand, it maintains best quality of the mesh elements which have $2E+5$ number of quadrilateral cells. In third dimension which lies on Z direction, single cell block is placed due to solver requirement.

The most common definition of the fluid flow is derived by the time dependent compressible Navier-Stokes equations which state the conservations laws for mass, momentum and energy for viscous fluids. In the first step, unsteady and viscous effects were also included into solution with steady boundary conditions. And then, unsteady boundary conditions will be implemented to see reactions and behaviours of two introducing induced shock waves in time. Therefore, time dependent and compressible flow regime is applied on Navier-Stokes equations for the primary study.

Before generating simulations of main set, mesh and time independent analyses were performed due to avoiding numerical errors. A gradual mesh refinement on the region of the interaction were applied by splitting into two parts on both X and Y directions. And every mesh level which includes coarse, medium, fine and finest were compared to reach mesh independent analysis result. As a conclusion, fine and finest levels were observed as well-fitted results of each other. Therefore, fine level of mesh was taken as reference for the simulations of main set. Other refinement was generated on time step to capture time independent results. Unsurprisingly, when the time step decreases, time independent results were obtained. Time step set include $2.5 E-9$ s, $5E-9$ s, $10E-9$ s and $15E-9$ s. Biggest value of time step has slightly different results in terms of pressure distribution along the wall. All other time steps have same characteristics and closer values of both pressure and wall shear stress. Medium level of time step which is $10E-9$ s was chosen as reference for the next simulations of main set.

The computational analyses have been performed by using compressible Navier-Stokes and open source solver, namely OpenFOAM. The capabilities of solver about adaptive mesh refinement and types of discretization techniques allow to solve time dependent compressible Navier-Stokes equations. Central-Upwind Scheme of Kurganov and Tadmor has been used as a scheme of discretization and rhoCentralFoam has density-based solver structure is defined as the solver type. Coupled system of conservation equations are solved by implicit formulation. Besides, time and space have 1st and 2nd order accuracy, respectively.

All the preliminary simulations presented here are obtained utilizing 2-dimensional, unsteady, compressible Navier-Stokes solver. The complex flow physics may require 3-dimensional unsteady flow simulations with high impingement angle. A rise in the shock impingement angle causes an increase in the number of separation bubble, an increase the size of separation bubble and longer distance between the separation and reattachment points. In addition, it should be considered that relatively complex around impingement point may have 3-D effects in boundary layer. Following computational studies will cover up these predictions and higher Mach number interactions.



1. GİRİŞ

Şok dalgası 18. yüzyıldan günümüze farklı biçimlerde tanımlanmıştır. 1759 yılında Euler şok dalgasını ifade ederken herhangi terim üretmeksizin bir ses dalgasının “size of disturbance - dalgalanma büyüklüğü” (güncel terminolojide sesin şiddeti manasında) anlamını kullanmış, 1848-1849 yılları arasında Airy “hava parçacıklarının süreksizliği” olarak tanımlamış, 1859 yılında Riemann ise günümüzde de benzer anlama gelen “şok sıkışması” ve “sıkışma dalgaları” terimlerini dalga önündeki aşırı yükselme anlamıyla kullanmıştır. Modern anlamda şok dalgaları sonlu genliğe sahip olup, hareketli cismin ses hızına yakın hareket ettiği ya da bu hızı aştığı durumlarda sonucu ortaya çıkarlar. Genliği son derece küçük olan akustik dalgalar ile karşılaştırıldığında ise, günümüz tanımında şok dalgası 4 farklı özellik taşımaktadır: (i) basınca bağlı, sesüstü hız yayılımı; (ii) akışın yoğunluk, basınç, sıcaklık ve hızı gibi tüm termodinamik özelliklerindeki ani değişim; (iii) düzlemsel olmayan şoklar için, merkezden uzağa gidildikçe hız yayılımındaki şiddetli düşüş; ve (iv) lineer olmayan süperpozisyon (yansıma ve etkileşim) özellikleridir. Modern tanıma uygun olarak şok dalgasını fark eden ve ilk kayıt altına alan 1878 yılında Ernst Mach olmuştur. Bu çalışmasıyla daha sonraları “Mach yansıması” ya da “Mach etkisi” olarak isimlendirilen fenomeni literatüre kazandırmış, süpersonik akış hakkında sistematik çalışmalar yapmıştır. Alman Karl-Ferdinand Üniversitesi (Charles Üniversitesi)’nde deneysel fizik bölümünün başkanı olarak 1867-1895 yılları arasında akustik ve gaz dinamiği üzerine çalışmalarını sürdüren Mach, şok dalgaları gibi özgün bir konuda 28 yıl çalışma fırsatı bulmuştur. (Krehl, 2009)

Akışkanlar dinamiği alanında sesüstü hızlarda hareket eden araçlar ve bu araçların hareketi esnasında ortaya çıkan akış fiziği incelenirken kritik bir problemle karşılaşılır: araç yüzey sürtünmesi ve viskoz akışın etkisi ile araç yüzeyine çok yakın bölgede sınır tabaka oluşur, meydana gelen sınır tabaka ile aracın tasarımından ve hızından kaynaklı olarak oluşan eğik şok dalgasının bir araya gelmesiyle bir etkileşim bölgesi belirir. Bu bölge ve karakteri problemi temel olarak kapsayan öğelerdir. Sesüstü hızlarda meydana gelen bu sorun araç kontrolünün kaybı, aşırı aerodinamik ısınma, motor hava

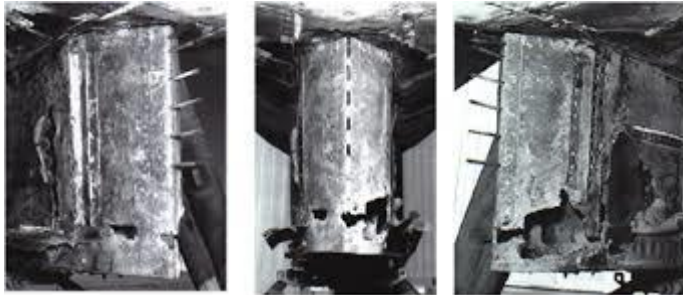
alıklarındaki verim kaybı, sürüklenme artışı ve akım ayrılması gibi istenmeyen sonuçlara sebebiyet verir.

Bu kötü durumlara verilecek örneklerden biri, Ekim 1967’ de B-52 bombardıman uçağının, daha önce Mach 6.7 hızına ulaşmayı başaran X-15-A-2 isimli jet uçağını taşıırken meydana gelmiştir. (Armstrong, 2017)

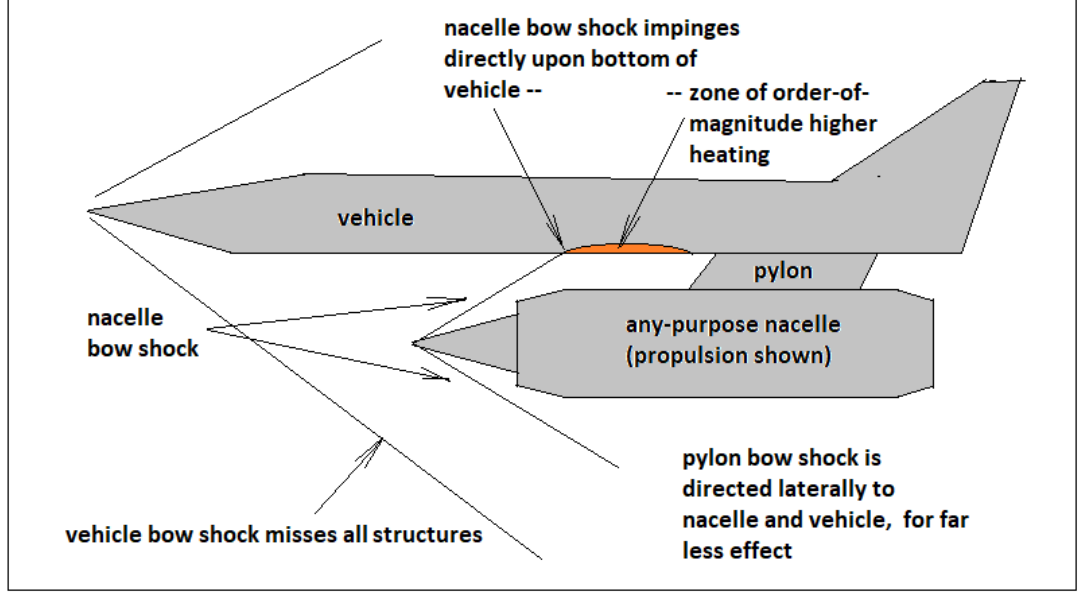


Şekil 1.1: Şok yansımasından dolayı zarar gören X-15-A-2 uçağı (altta) ve onu taşıyan B-52 uçağı (üstte).

Şekil 1.1’ de görüldüğü gibi X-15-A-2 uçağı, B-52 uçağına karın bölgesinden tutturulmuş ve kanat altı bölgesine konumlandırılmıştır. Seyir esnasında B-52’ den X-15-A-2’ ye doğru yansıyan şok dalgasından dolayı X-15-A-2 jet uçağının bağlantı bölgesi aşırı ısınmaya maruz kalmıştır. Uçağın karın bağlantı bölgesindeki fin kökünün zarar gördüğü aşağıdaki şekil 1.2’ de yer verilmektedir.



Şekil 1.2: X-15-A-2’ nin B-52’ ye tutturulduğu zarar görmüş fin bölgesi.



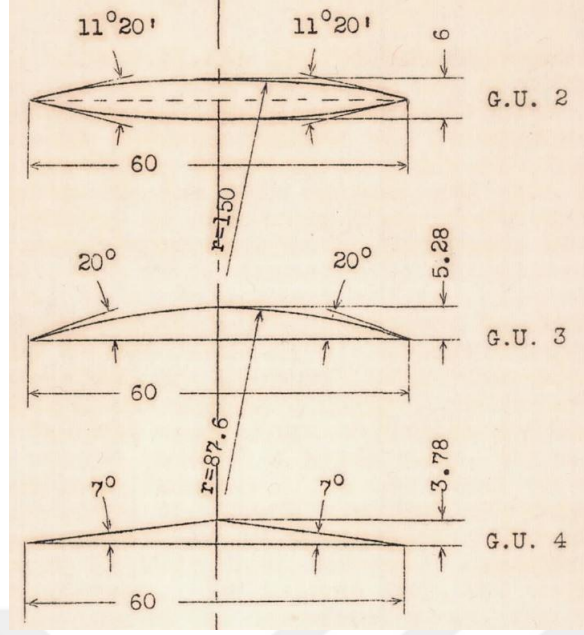
Şekil 1.3: Paralel nasele kullanılan uçuşlarda etkileşim bölgesinin şematik gösterimi.

Benzer olarak şekil 1.3’ te bahsedildiği gibi paralel kullanılan nasellerin yüksek Mach sayılarında ne gibi zararlara yol açtığı örnekle gösterilmiştir. Buradan çıkarılan sonuç ise şok dalgasının doğrudan çarptığı yüzeylerin her zaman risk altında oldukları yönündedir.

Sesüstü hızda uçuş yapan hava araçlarının, füze ve roketlerin, atmosfer ve dış uzay ortamında giriş-çıkış yapan araçların ve turbomakine elemanlarının tasarımları her ne kadar bu etkileşimi ve etkileşimden kaynaklı sorunları ortadan kaldıracak şekilde tasarlansalar da bu olay kaçınılmaz olarak meydana gelmektedir. Bu alandaki çalışmalar şok dalgası sınır tabaka etkileşimini öncelikle önleme, önlemenin mümkün olmadığı koşullarda ise zararlarını azaltma yönünde gerçekleştirilmektedir. Akış fiziğinin detaylı irdelenmesi ve kavranması, alınan ya da zaman içinde geliştirilecek bu önlemlere ulaşma imkanı sağlar.

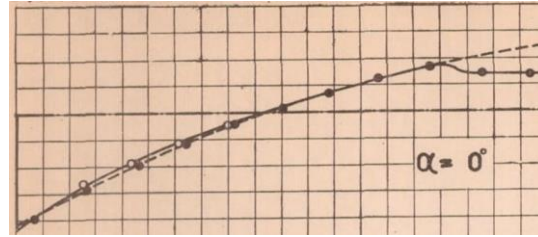
1.1 Tarihsel Süreçte Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşimi

Geçmişte sınırlı sayıda deneysel ve nümerik çalışma, araştırmacılara şok dalgası sınır tabaka etkileşimini inceleme şansı tanımıştır. Ferri (1939) yürüttüğü çalışmasında bu etkileşimi fark eden ve kayıt altına alan ilk araştırmacı olmuştur. Rüzgar tüneline Mach sayısı 1.85 ve 2.13 iken gerçekleştirilen bu deneysel çalışmada, Ferri (1939) farklı profiller üzerindeki basıncı ve sürüklenme kuvvetini incelemiş ve elde ettiği sonuçların teori ile uyumunu araştırmıştır. (Şekil 1.4)



Şekil 1.4: Ferri (1939)'nin deneysel çalışmasında kullandığı profil örnekleri.

Ancak Ferri' nin bulduğu sonuçlar bazı anomalilere sahiptir ve teori ile uyuşmamaktadır. Viskoz olmayan sıkıştırılabilir akış denklemi ile hesaplanan profil üzerindeki basınç dağılımından farklı olarak, ölçümlerinde belirli noktalarda ani basınç yükselmesi olduğunu farketmiştir. (Şekil 1.5) Ardından bu farklılığın zayıf bir şok dalgasının sınır tabaka ile etkileşiminden kaynaklandığını ortaya koymuştur. Ferri (1939) çalışmasında belirttiği gibi viskoz kuvvetleri kapsayan herhangi bir kanat profili teorisinin henüz varolmaması, bu anomalinin açıklamasını zorlaştırmaktadır.



Şekil 1.5: Mach 2.13, G.U. 2 profili için basınç dağılımı (Ferri, 1939).

Chapman ve diğ. (1958) ve Hakkinen (1959)'in yürüttüğü deneysel çalışmalar bu etkileşim mekanizmasını kavramada öncül çalışmalar olarak gösterilmektedir. Chapman ve diğ. (1958) gerçekleştirdiği deneysel çalışma ani yükselen adım ayrılması, sıkışma köşesi, eğimli yüzeyler, şok dalgası sınır tabaka yansıması ve hucüm kenarı ayrılması gibi etkileşim çeşitleri içermektedir. Sesaltı ve süpersonik hızlara sahip bu deneyler akış yapısının geçiş rejimindeki durumu için

gerçekleştirilmiştir. Hakkinen (1959) ise gelen eğik bir şok dalgasının laminar sınır tabaka ile etkileşimini hem deneysel hem de teorik olarak incelemişlerdir.

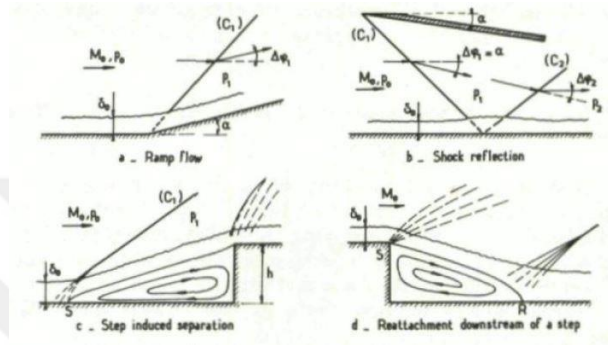
Bunun yanında Crocco ve Lees (1952) ve ardından Lees ve Reeves (1964) yaptıkları hesaplamalar ile bu etkileşimi analitik olarak incelemişler, etkileşimin gerçekleştiği duvar üzerindeki basınç dağılımını başarıyla elde etmişlerdir. Crocco ve Lees (1952) gerçekleştirdiği teorik çalışmada, viskoz akış bölgesi ile izentropik bir dış akış arasındaki etkileşimi, yani momentum transferini modellemiştir. Ancak bu hesaplama 2-boyutlu, daimi ve süpersonik akış koşulları için geçerlidir. Lees ve Reeves (1964) ise akım ayrılmasına sebep olan şok dalgası ile laminar sınır tabaka etkileşimini modelleme üzerine bir analitik metod geliştirmişlerdir. Bu teorik hesaplama ile Chapman ve Hakkinen' in yaptığı adyabatik laminar sınır tabaka ile şok dalgası etkileşimi deney sonuçlarına ulaşılabilir. (Lees & Reeves, 1964)

Bu yılları takiben, hesaplama teknolojisinin gelişmesi ile ŞDSTE alanındaki hesaplamalı çalışmalara MacCormack (1971) ve Beam ve Warming (1978) öncülük etmişlerdir. MacCormack (1971) çalışmasında akışkanlar dinamiği problemleri için kullanılan ve bir çeşit sonlu farklar tekniği olan Lax-Wendroff farklar tekniğini değiştirmiş ve şok dalgası laminar sınır tabaka etkileşimi problemine uyarlamıştır. Bu sayede ayrılma bölgesi akış karakteri sayısal olarak elde edilebilmiştir. Beam ve Warming (1978) ise sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemlerini çözmek için bir kapalı sonlu farklar şeması geliştirmişlerdir. Bu öncül araştırmalardaki ortak payda, etkileşim bölgesi akış alanı ve duvar yüzeyi üzerindeki nicel ve nitel akış özelliklerinin sağlanmasıdır. (Degrez, Boccadoro, & Wendt, 1987) Bu sayede teorik, deneysel ve hesaplamalı çalışmaların karşılaştırılması ve çalışmaların tutarlı ilerlemesi mümkün kılınmıştır.

Uluslararası alanda bahsi geçen bu çalışmaların Türkiye'deki öncüleri ise Özcan ve Holt (1984)' un ve Özcan ve diğ. (1989)' nin deneysel çalışmalarıdır. Özcan ve Holt (1984) yürüttükleri deneysel çalışmada düz plaka üzerindeki 3-boyutlu laminar sınır tabaka etkileşimini araştırmışlardır. Özcan ve diğ. (1989) ise sıkışma köşesindeki sınır tabaka şok dalgası etkileşimini incelerken silindirik, konik ve karışık akış yapılarını gözlemlemişlerdir. Bunun yanında Özcan gözetiminde yürütülen ve İTÜ Trisonik Tünelleri'nde gerçekleştirilen yüksek lisans tezleri de bu deneysel çalışmalara örnek gösterilebilir: Kaya (1987), çalışmasında ok açılı bir sıkışma köşesindeki etkileşimi;

Ünalmiş (1989), bir fin üzerindeki etkileşimi; Yüceil (1989) ise bir silindir üzerindeki şok dalgası sınır tabaka etkileşimini incelemiştir.

Şok dalgası sınır tabaka etkileşimi tarihsel süreç içinde incelenirken şekil 1.6' da gösterildiği gibi (i) sıkışma köşesi, (ii) şok yansıması, (iii) ani yükselen adım ile ayrılma ve (iv) ani alçalan adım ile yüzeye tutunma gibi 4 temel sınıfa ait etkileşimlerin 2- ve 3-boyutluluk etkileri ve akış rejimi göz önüne alınmıştır. (Delery, Marvin, & Reshotko, 1986)



Şekil 1.6: Şok dalgası sınır tabaka etkileşiminin temel sınıfları: (a) sıkışma köşesi, (b) şok yansıması, (c) ani yükselen adım ile ayrılma ve (d) ani alçalan adım ile yüzeye tutunma (Delery ve diğ., 1986).

Bu çalışmalarında Delery ve diğ. (1986) şok dalgası ve sınır tabaka etkileşimi üzerine o güne kadar literatüre geçen kaynakları derleyip AGARD 280 raporu haline getirmişlerdir. Bu raporun iki ana bölümü etkileşimin fiziksel tanımı ve hesaplama yöntemlerinden oluşmaktadır. Etkileşim fiziğinin transonik ve süpersonik hızlarda incelendiği deneysel gözlemler, korelasyonlar ve teorik hesaplamalara bu raporda yer verilmiştir.

Bu yüksek lisans tezindeki akış fiziğinde yer alan sınır koşulları ve hesaplama düzeneği, akışın laminar, 2-boyutlu olduğu ve gelen şokun düz bir plaka üzerine çarptığı kabulleri ile yaratılmıştır.

1.2 Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşiminin Modellenmesinde Hesaplamalı Yöntemlerin Başarısı

Hesaplama teknolojisinin ivmelenerek gelişmesi insan hayatına büyük katkılar sağlamış ve sağlamaya devam edecektir. Bu katkılar bilimin her alanında olduğu gibi fizikte de kullanılmakta, konumuz olan şok dalgası sınır tabaka etkileşiminin doğasını

açıklamada eş zamanlı yüksek işlem kapasitesine sahip hesaplama gücünden yararlanılmaktadır. Ancak hesaplama kapasitesinin gelişmesi tek başına yeterli olmadığı için etkileşim fiziğini daha iyi tasvir edecek modelleme yetisine, yani uygun matematiksel formülasyona ihtiyaç olduğu aşikârdır.

Zaman içinde potansiyel akıştan sınır tabaka denklemlerine kadar görece basitten karmaşığa doğru birçok farklı metot geliştirilmiş, bu sayede bahsi geçen etkileşim fiziği de gerçeğine uygun olarak modellenebilmiştir. Örneğin; hem nümerik hem de deneysel altyapıya sahip olan Degrez (1987)'in çalışmaları bu modelleme yeteneğini hesaplama kabiliyetlerinin sınırlı olduğu zamanlar da bile kanıtlar niteliktedir. Degrez bu çalışmasında eğik bir şok dalgası ile laminar, 2-boyutlu sınır tabaka etkileşimini Mach sayısı 2.15, Reynolds sayısı 10^5 iken hem sayısal hem de deneysel olarak incelemiştir. Deneysel sonuçlar plaka üzerindeki basınç dağılımını verirken, laser-Doppler yöntemi ile sınır tabaka içinde hız ölçümleri alınmış ve sayısal çözümler ile karşılaştırılmıştır. Günümüzde deneysel çalışmalardaki finansal ve mekânsal imkânlar bu çalışmalara başvuru sayısının kısıtlı kalmasına, buna aksi yönde hesaplamalı yöntem kapasitesinin ve güvenilirliğinin artması ile bu yönetime olan başvuru sayısının artmasını sağlamıştır. Ancak elimizde bulunan teknoloji seviyesi ve bilgi birikimi deneysel, teorik ya da hesaplamalı yöntemlerin tek başına yeterli olmadığını gösterir.

1.3 Güncel Gelişmeler ve Zorluklar

Hesaplamalı yöntemler açısından geçmişe nazaran günümüzde önemli gelişmeler yaşanmıştır. Basitçe açıklamak gerekirse, birim zamanda yapılabilen işlem sayısı nümerik hesaplamaların kullanıldığı son 50 sene içinde üstel seviyede artış göstermiştir. Bunun yanında Navier-Stokes denklemlerini çözmede farklı yöntemler geliştirilmesine rağmen hala teknolojik bir sınır olduğu belirtilmelidir. Örneğin, herhangi bir türbülans modeli kullanmadan doğrudan nümerik çözüm sağlayan DNS (Direct Numerical Simulation) yöntemi gerçek fiziği en iyi şekilde temsil etmesine rağmen, bu yöntem günümüzde ancak düşük ses üstü hızlarda ve geometrik zorlukların yaşanmadığı plaka üzeri akış veya benzeri problemlerde kullanılabilmekte, bu kullanımın bile süre ve maliyeti hali hazırda bulunan sınırları zorlamaktadır. Bu yöntemin yaygın kullanımı ancak teknolojik seviyenin artırılması ile mümkün iken, akış fiziği modellemeleri kabul edilebilir belirli yaklaşımlar ile kullanılarak gerçek çözüme en yakın seviyede ulaşılmaya çalışılmaktadır.

1.4 Tezin Amacı ve Motivasyon

Bu tezin temel amacı, şok dalgası sınır tabaka etkileşimi sonucu oluşan karmaşık akışın fiziğini kavramaktır. Uluslararası literatür incelendiğinde diğer araştırma konularına göre konu üzerinde görece az sayıda çalışma yapılması, halen doldurulması gereken boşlukların olması en büyük motivasyon kaynaklarından biri haline gelmiştir. Özellikle ülke içinde yer alan çalışmaların nadirliği, bunun akabinde teknolojik gelişim çıtası olarak görülen havacılık sektörüne artan kaçınılmaz ilgi bir diğer ana motivasyon öğelerinden olmuştur.

1.5 Tezin Yapısı

Bu yüksek lisans tezi 6 ana bölümden oluşmaktadır. Bunlardan ilki giriş bölümünü oluşturur ve şok dalgası sınır tabaka etkileşimi konusunun önemini, barındırdığı problemleri ve hangi araçlar üzerinde bu etkileşimin etkin olduğu açıklanmıştır. İkinci ana bölüm şok dalgası sınır tabaka etkileşiminin bir sınıfını, yani duvar üzerine gelen eğik şok dalgası ile laminer sınır tabaka etkileşimini ele alır ve bu problem sınıfı için akış fiziğini açıklamaktadır. Bu etkileşimin gerçekleştiği sırada sınır tabaka içindeki akış yapısı, ayrılma ve yeniden birleşme noktaları, gelen ve yansıyan şoklar, etkileşim bölgesi içinde kararlı ve kararsız baloncuk yapısına bu bölüm içinde yer verilmiştir.

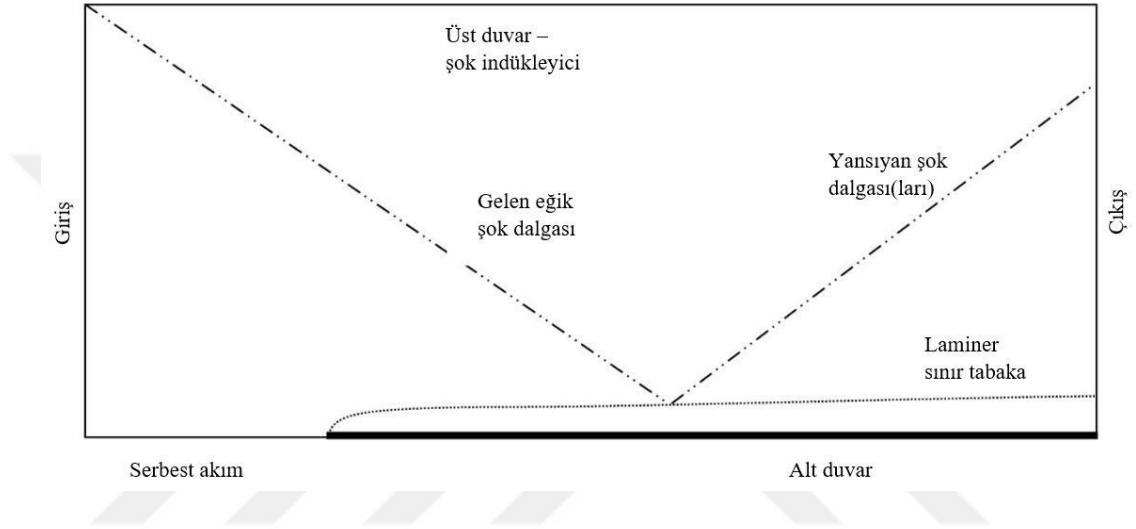
Yürütülen denklemlerin ve matematiksel altyapının anlatıldığı kısım ise üçüncü ana bölüm altında verilir. Problemi tanımlamak için kullanılan denklem takımı ve bu denklemlerin –modellemenin de altyapısını oluşturan- hangi yöntemler ile çözüldüğüne bu bölümde yer verilir.

Hesaplamalı Çalışmalar bölümünde yürütülen denklemleri ayırklaştırmak amacıyla üretilen çözüm ağı yapısından, bunun yanında çözüm ağından ve zaman adımından bağımsız sonuçlar elde edildiğinden bahsedilmektedir.

Beşinci ve altıncı ana bölümler altında ise elde edilen analiz sonuçları değerlendirilmiş, etkileşim fiziğinin parametrelere bağlı olarak nasıl değiştiği ortaya çıkarılmıştır. Buradan elde edilen sonuçların ve bilgi birikiminin gelecek çalışmalara nasıl katkı sağlayacağı tartışılmış ve önerilerde bulunularak tez çalışması sonlandırılmıştır.

2. EĞİK ŞOK DALGASI LAMİNER SINIR TABAKA ETKİLEŞİMİ

Bir üst plakanın meydana getirdiği eğik şok dalgası ile alt plaka üzerinde oluşan sınır tabakanın etkileşimi şekil 2.1’ de şematik olarak gözlemlenebilir.

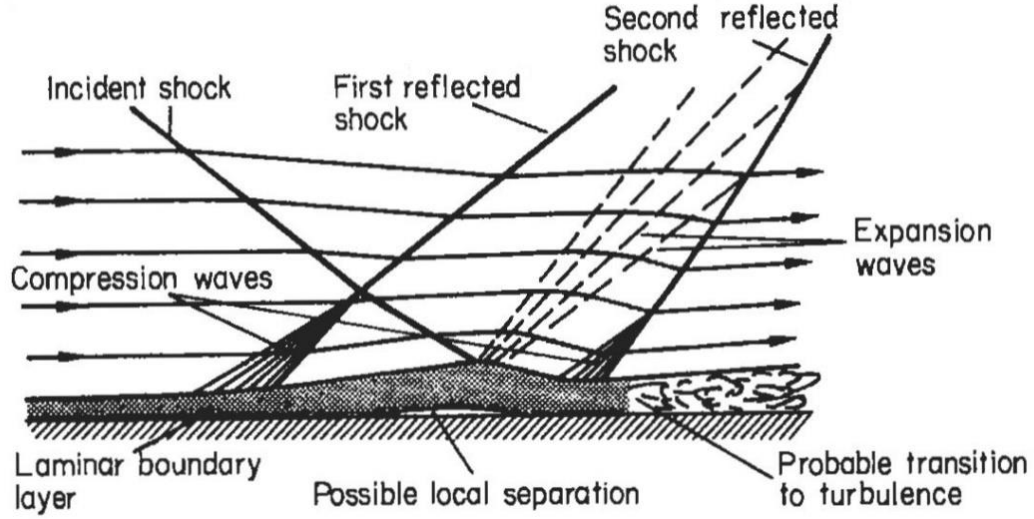


Şekil 2.1: Gelen eğik şok dalgası laminar sınır tabaka etkileşiminin basit gösterimi.

Gelen eğik şok alt plaka üstündeki laminar sınır tabakaya çarptığında olası bir ayrılma bölgesi meydana gelebilir. Ancak etkileşim bölgesi yukarıdaki şemada gösterildiği gibi basit bir fiziğe sahip değildir.

Bu akış fiziğini kavramak için etkileşim bölgesi daha ayrıntılı olarak incelenmiştir. Şekil 2.2’ de gösterildiği gibi gelen eğik şok sınır tabakaya çarpar ve bu çarpma nedeniyle duvar boyunca bir basınç sıçraması meydana gelir. Bu sırada sonik çizgi - akış hızının ses hızına eşit olduğu kavramsal çizgi- incelendiğinde, gelen eğik şokun ve yansımasının bu iz üzerinde olduğu gözlemlenebilir. Şok kaynaklı ters basınç gradyanının etkisi ile sınır tabaka kalınlaşır. Kalınlaşan sınır tabaka yüzünden yansıma bölgesinden önce sıkışma dalgaları meydana gelir ve bu sıkışma dalgaları birleşerek ilk yansıyan şoku oluştururlar. [bakınız şekil 2.2] Sınır tabaka incelirken duvarla ile karşılaşan ana akım çizgileri tekrar yüzeye paralel hale gelir ve ikincil sıkışma dalgaları meydana gelir. Bu sıkışma dalgaları da birleşerek ikincil yansıyan şoku oluştururlar. İkincil yansıyan şok dalgasının önünde ise gelen şok sınır tabaka üzerine

düşmüştür. Burada sınır tabaka tarafından enerjisinin belli kısmı yutulan şokun yansıması ise genişleme dalgaları ile olmaktadır. Bu olayda sınır tabakanın gelen şokun şiddeti ile yön değiştirerek inceliyor, gelen şok arkasındaki serbest akışa alan açması genişleme dalgalarının oluşmasını tetikler. Eğik şok darbesi ile yüzeyden kopan ve tekrar yüzeye tutunan laminar sınır tabaka, bu etkileşim sonunda türbülans meydana getirebilir.



Şekil 2.2: Şok dalgası laminar sınır tabaka etkileşimi (Houghton ve diğ, 2012).

Bu problem önceki zamanlarda Degrez ve diğ. (1987) tarafından hem nümerik hem de deneysel olarak çalışılmıştır. Dönem içinde yapılan çalışmalarda elde edilen sonuçlar Degrez ve diğ. (1987) ulaştığı sonuçlarla kıyaslanmış tatmin edici sonuçlar alınmıştır. Akabinde yapılan parametrik çalışma bu referans çalışmayı daha ileriye götürür nitelik ve kapsamdadır.

3. BÜNYE DENKLEMLERİ VE NÜMERİK FORMÜLASYON

Bu bölümde bahsi geçen yönetilen denklemlerin ayrıklaştırması ve hesaplama yöntemleri Greenshields ve diğ. (2009), Kurganov ve Tadmor (2000) ve Marcantoni ve diğ. (2012)' nin çalışmalarına dayandırılmaktadır. Denklem takımları ve çeşitli hesaplama yöntemleri, açık kaynak kodlu HAD çözücüsü olan OpenFOAM yazılımına entegre halde halihazırda bulunmaktadır. Bu tez çalışmasında sıkıştırılabilir akışlardaki korunum denklemlerini çözmek için *rhoCentralFoam* yöntemi kullanılmış, yöntemin altyapısı hakkında detaylı bilgi ilerleyen başlıklar altında sağlanmıştır.

3.1 Bünye Denklemleri

Euler yaklaşımı ile standart akış denklemler şu şekilde verilebilir:

- Kütle korunumu

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}\rho] = 0 \quad (3.1)$$

- Momentum korunumu

$$\frac{\partial(\rho\mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho\mathbf{u})] + \nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} = 0 \quad (3.2)$$

- Enerji korunumu

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho E)] + \nabla \cdot [\mathbf{u}p] + \nabla \cdot (\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{u}) + \nabla \cdot \mathbf{j} = 0 \quad (3.3)$$

Korunum denklemlerindeki terimler açıklanacak olursa; “ ρ ” yoğunluğu, “ $\mathbf{u}$ ” akışkan hız vektörü, “ p ” basıncı, “ E ” toplam enerjiyi, toplam enerjiyi oluşturan $E = e + |\mathbf{u}|^2/2$ ifadesinde yer alan “ e ” özgül iç enerjiyi, “ $\boldsymbol{\sigma}$ ” viskoz gerilme tensörünü, “ $\mathbf{j}$ ” ise geçirgen ısı akısını ifade eder.

Viskoz olmayan akışta “ σ ” ve “ $\mathbf{j}$ ” terimleri sıfır kabul edilirken, bulk viskozitesinin olmadığı durumda gerilim tensörü “ σ ” Newton Yasası’ na göre şu şekilde ifade edilebilir:

$$\sigma = -2\mu \text{dev}(\mathbf{D}) \quad (3.4)$$

Bu ifadede yer alan “ μ ” dinamik viskozite, “ $\mathbf{D}$ ” ise deformasyon gradyan tensörü olarak geçmektedir. Bu ifade açılacak olursa; $\mathbf{D} = 0.5[\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T]$, bir önceki ifadedeki $\text{dev}(\mathbf{D})$ bileşeni ise, $\text{dev}(\mathbf{D}) = \mathbf{D} - (1/3)\text{tr}(\mathbf{D})\mathbf{I}$ şeklinde açılır. Buradaki “ $\mathbf{I}$ ” birim tensörünü ifade etmektedir. Difüzyon ısı akısı Fourier Yasası’ na göre şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{j} = -k\nabla T \quad (3.5)$$

Burada “ k ” ısı iletim katsayısı, “ T ” ise sıcaklıktır. Bu çalışmada hava için mükemmel gaz bağıntısı kullanılmış ve Navier-Stokes denklemlerine entegresyanu sağlanmıştır.

$$p = \rho RT \quad (3.6)$$

$$e = c_v T = (\gamma - 1)RT \quad (3.7)$$

Burada “ R ” gaz sabiti, $\gamma = c_p/c_v$ ifade ise sabit basınçta ve hacimde özgül ısı oranını vermektedir. Sıcaklık ise aşağıdaki ifade ile hesaplanır:

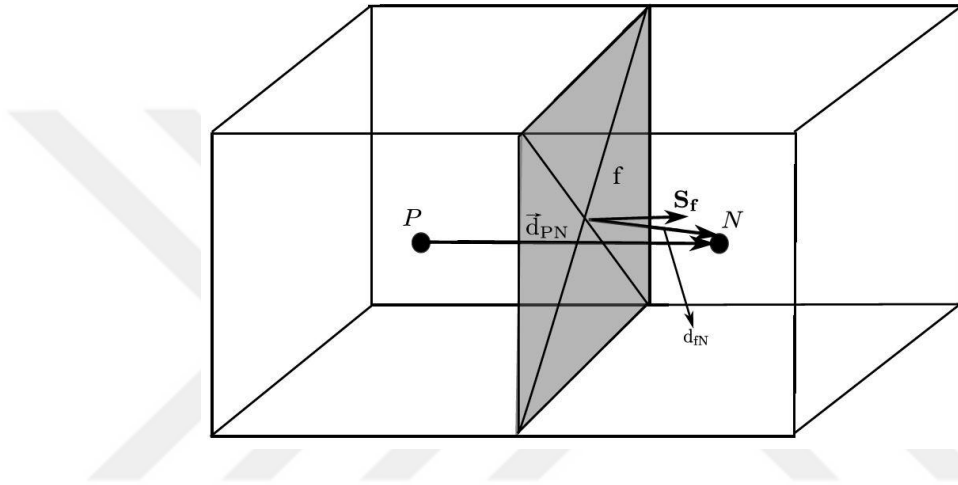
$$T = \frac{1}{c_v} \left[\frac{\rho E}{\rho} - \frac{|u|^2}{2} \right] \quad (3.8)$$

3.2 Sonlu Hacimler Yöntemi ve Ayrıklaştırma

Bu yöntem temel olarak hesaplama ortamının kontrol hacimleri denilen hücrelere bölünmesi ile işlev kazanır. Şekil 3.1’ de yer alan klasik bir kontrol hacmi yapısı olup, kontrol hacimleri birbirlerine $\mathbf{f}$ olarak adlandırılan yüzey ile bağlıdır. Burada $\mathbf{S}_f$ yüzey alanı vektörünü temsil etmektedir ve bu vektör yüzey normali yönünde hücreden dışa doğru konumlanmıştır. Şekilde iki hücrenin $\mathbf{f}$ yüzeyini paylaştığı görülürken, bu hücreler “referans hücre” ve “komşu hücre” olarak adlandırılmış ve hücre merkezleri sırasıyla P ve N sembolleriyle tanımlanmıştır. Bu merkezler birbirlerine $\vec{\mathbf{d}}_{PN}$ vektörü ile bağlanırlar. Yönetilen kısmi diferansiyel denklem takımı

bahsi geçen kontrol hacimleri üzerinde kullanılır. Denklem takımındaki integralleri f üzerinde yüzey integraline dönüştürmek için Gauss Teoremi'nden faydalanılır.

Yüzey integralleri, ana değişkenlerin ψ_f akı değerleri ile birlikte lineer denklem takımına çevrilmesinin ardından ayırıklaştırma işlemi gerçekleştirilir. Kontrol hacimlerinin paylaştığı f yüzeyi üzerindeki akı değerleri, hücre merkezlerindeki ψ_P ve ψ_N akı değerlerinden interpolasyon yöntemi ile hesaplanır. Ayırıklaştırma ve bu işlemde kullanılan interpolasyon yönteminden ilerleyen bölümlerde ayrıntılı olarak değinilecektir.



Şekil 3.1: Sonlu hacimler ayırıklaştırması (Marcantoni vd., 2012).

3.2.1 Taşınım terimlerinin ayırıklaştırılması

Korunum denklemlerindeki taşınım terimleri şu şekilde sıralanabilir:

$\nabla \cdot [\mathbf{u}\rho]$, $\nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho\mathbf{u})]$ ve $\nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho\mathbf{E})]$. Her bir terim kontrol hacmi üzerinde integrali alındıktan sonra lineer hale getirilir. Aşağıdaki ifade ile bu lineerleştirme gösterilmiştir.

$$\int_V \nabla \cdot [\mathbf{u}\psi] dV = \int_S d\mathbf{S} \cdot [\mathbf{u}\psi] = \sum_f [\mathbf{S}_f \cdot \mathbf{u}_f] \psi_f \approx \sum_f \phi_f \psi_f \quad (3.9)$$

Burada $\phi_f = \mathbf{S}_f \cdot \mathbf{u}_f$ hacimsel akıyı yani birim zamanda f yüzeyinden geçen akış hacmini temsil eder. Kurganov ve diğ. (2002)'nin geliştirdiği merkezi farklar interpolasyon şemasını kullanarak ψ_f elde edilir. Bu değer hesaplanırken, referans hücreye giren ve hücreden çıkan yüzeylerdeki akı olarak iki yönde değerler tayin edilir. Bu da aşağıdaki şema ile gösterilmiştir:

$$\sum_f \phi_f \Psi_f = \sum_f [\alpha \phi_{f_+} \Psi_{f_+} + (1 - \alpha) \phi_{f_-} \Psi_{f_-} + \omega_f (\Psi_{f_-} - \Psi_{f_+})] \quad (3.10)$$

Burada f_+ ve f_- yönleri sırasıyla $+S_f$ ve $-S_f$ yönleri ile çakışmaktadır. Denklem 3.9'un sağ tarafında yer alan ilk iki terim f_+ ve f_- yönlerindeki akı değerlerini gösterir, üçüncü terime ise taşınım teriminin maddesel türevin bir bölümü olduğu zaman ihtiyaç duyulur. Momentum korunumundaki $\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho u_i)]$ ifadesi bu duruma örnek gösterilebilir. Denklemde yer alan ω_f ise süreksizliklerin en fazla yayılma hızına dayanan ve hacimsel akıyı kullanan ilave difüzyon terimidir. Yerel yayılma hızıyla ilişkili hacimsel akı ise aşağıdaki ifade ile hesaplanır:

$$\phi_{f_+} = \max(a_{f_+} |\mathbf{S}_f| + \phi_{f_+}, a_{f_-} |\mathbf{S}_f| + \phi_{f_-}, 0) \quad (3.11)$$

$$\phi_{f_-} = \max(a_{f_+} |\mathbf{S}_f| - \phi_{f_+}, a_{f_-} |\mathbf{S}_f| - \phi_{f_-}, 0) \quad (3.12)$$

Denklemlerde eşlenik yönleri ile yer alan $a_{f_{\pm}} = \sqrt{\gamma \frac{R_u}{W} T_{f_{\pm}}}$ terimi referans hücreye giriş ve çıkış yüzeylerindeki akışkan ses hızını ifade eder. Eğer Denklem 3.9'da yer alan ağırlık katsayısı $\alpha = 0.5$ değerini alırsa, denklem merkezi şema halini alır. Merkezi akışüstü şemaları ise ağırlık faktörü $\alpha = \frac{\phi_{f_+}}{\phi_{f_+} - \phi_{f_-}}$ değerlerinin akışüstü yönündeki etkisine göre belirlenirler. Greenshield ve diğ. (2010) araştırmalarında bahsettiği üzere, yayılan hacimsel akı terimi ω_f şu ifadeye göre tanımlanır:

$$\omega_f = \begin{cases} \alpha \max(\phi_{f_+}, \phi_{f_-}) & \text{Kurganov ve Tadmor şeması için} \\ \alpha (1 - \alpha)(\phi_{f_+} + \phi_{f_-}) & \text{Kurganov, Noelle ve Petrova şeması için} \end{cases} \quad (3.13)$$

Çizelge 3.1: Kısıtlama Fonksiyonları.

Fonksiyonlar	Fonksiyon Değerleri
VanLeer	$\frac{r + r }{1 + r}$
VanAlbada	$\frac{r + r^2}{1 + r^2}$
Minmod	maksimum (0, min(1, r))

Yüksek ve alçak dereceli şemalar arasında geçişi sağlamak için akı kısıtlama fonksiyonu olan $\beta(r)$ kullanılır. Burada r (≥ 0 olmak şartıyla) interpolate edilen değişkenin ardışık gradyanları oranını temsil eder. Çizelge 3.1' de kısıtlama fonksiyonlarının değerleri r cinsinden gösterilmiştir. Bu hesaplamaya örnek verilecek olunursa, f_+ yönündeki Ψ interpolasyon değeri şu şekilde hesaplanabilir:

$$\Psi_{f_+} = (1 - g_{f_+})\Psi_P + g_{f_+}\Psi_N \quad (3.14)$$

Burada $g_{f_+} = \beta(1 - \omega_f)$ olarak ifade edilir. P ve N indisleri ile daha önceden değinildiği gibi referans ve komşu hücreleri belirtirler. Ağırlık faktörü $\omega_f = |\mathbf{S}_f \cdot \mathbf{d}_{fN}| / |\mathbf{S}_f \cdot \mathbf{d}_{fP}|$ olarak hesaplanırken, $\mathbf{d}$ vektörü referans hücrenin merkezi P ile komşu hücre merkezi N'yi birbirine bağlar. $\mathbf{d}_{fN}$ vektörü ise iki hücrenin paylaştığı f yüzeyi merkezini komşu hücre merkezi ile buluşturduğu şekil 3.1 ile gösterilmektedir.

3.2.2 Gradyan teriminin ayrıklaştırılması

Korunum denklemlerinde yer alan gradyan terimleri kontrol hacmi üzerinde integre edilip ayrıklaştırıldığında

$$\int_V \nabla \Psi dV = \int_S d\mathbf{S} \Psi \approx \sum_f \mathbf{S}_f \Psi_f \quad (3.15)$$

halini alır. Gradyan terimleri için de Kurganov ve Tadmor, ve Kurganov, Noelle ve Petrova şemaları kullanılarak interpolasyon prosedürleri f_+ ve f_- yönlerine göre gerçekleştirilirse denklem

$$\sum_f \mathbf{S}_f \Psi_f = \sum_f [\alpha \mathbf{S}_f \Psi_{f_+} + (1 - \alpha) \mathbf{S}_f \Psi_{f_-}] \quad (3.16)$$

şeklinde ayrıklaşır. Taşınım terimleri ayrıklaştırmasında olduğu gibi burada da kısıtlama fonksiyonları kullanılmaktadır.

3.2.3 Laplasyan teriminin ayrıklaştırılması

Bahsi geçen taşınım ve gradyan terimleri viskoz olmayan sesüstü akış problemlerini çözmek için yeterli iken, bu probleme Laplasyan terimi de eklenerek viskoz akış çözümü alınmıştır. Bu terimin ayrıklaştırılması ise şu şekilde ifade edilir:

$$\int_V \nabla \cdot (\gamma \nabla \Psi) dV = \int_S d\mathbf{S} \cdot (\gamma \nabla \Psi) \approx \sum_f \gamma_f \mathbf{S}_f \cdot (\nabla \Psi)_f \quad (3.17)$$

Denklemden geçen difüzyon sabiti γ_f doğrudan hücre merkezlerinden interpolate edilir. Taşınım akısı $\mathbf{S}_f \cdot (\nabla \Psi)_f$ değeri ise ortogonal ve ortogonal olmayan iki bileşene ayrılır.

3.2.4 Zaman teriminin ayrıklaştırılması

Bu çalışma kapsamında incelenen problem zamana bağımlı olduğu için son olarak zaman teriminin de ayrıklaştırılması gereklidir. Bu terimin ayrıklaştırılması Euler açık şeması ile aşağıdaki şekilde gerçekleştirilir:

$$\int_V \frac{\partial \Psi}{\partial t} dV = \frac{(\Psi^{n+1} - \Psi^n) dV}{\delta t} \quad (3.18)$$

Denklemden δt ifadesi zaman adımını, n ise zaman indisini temsil eder.

4. HESAPLAMALI ÇALIŞMALAR

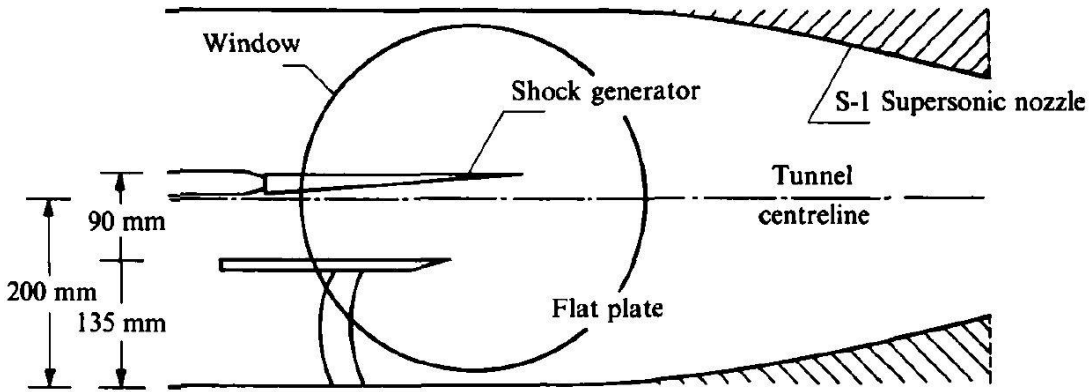
Parametrik çalışmanın doğası gereği sahip olduğu bazı kısıtlamalar her bir açı ve Mach sayısı için farklı geometriler oluşturma gereksinimi ortaya çıkarmıştır. Bahsi geçen bu kısıtlama akışın laminar kalmasını sağlayan Reynolds (Re) sayısıdır. Bu çalışmanın temel inceleme alanı laminar sınır tabakanın eğik şok dalgası ile etkileşimi olup türbülanslı sınır tabaka davranışı inceleme kapsamına alınmamıştır. Etkileşim bölgesinin ardından beklenen olası türbülans bölgesi ise kaçınılmaz akış fiziğinden kaynaklı olup, etkileşim öne bölgesinin laminar kalması geometrik ayarlamalarla sağlanmıştır. Türbülanslı sınır tabaka ile etkileşim konusu ilerleyen süreçte planlanan çalışmalar arasındadır. Gelen şok açısı “ β ” ya ve Mach sayısına bağlı olarak her bir durum için ayrı geometri oluşturulmadan önce bazı analitik hesaplamalar gerçekleştirilmiş ve bu hesaplamaların hesaplamalı analizler için referans oluşturması amaçlanmıştır. Bu hesaplamaların temelinde gelen eğik şok dalgasının alt duvar üzerine çarptığı noktadaki Re sayısını 10^5 olarak sabit tutması ve bu kısıtlamaya göre geometrik büyüklükleri oluşturması yatar. Bu sayede akış rejimi laminar kalır.

4.1 Doğrulama ve Geçerleme Çalışması

Doğayı açıklama ve tasvir etmek amacıyla fizik bilimini kullanır, bunu yaparken de matematik dilinden yararlanırız. Matematik ile ortaya koyduğumuz denklemleri fizik dolayısıyla doğa ile ilişkilendiririz. Açıklama ihtiyacı hissettiğimiz doğa olaylarında önce problemi bilinmeyenlerle ve denklemlerle tanımlar, ardından her farklı durum için bu denklemleri çözme arzusuna kapılırız. İşte tam bu noktada bilimin birikimsel anlayışı gereği, hangi denklemlerin nasıl çözüleceği konusunda bir yöntem izleme ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Aslında bu ihtiyaç doğa olayları için gerçekleştirilen gözlem ve hesaplamanın ne ölçüde uyumlu olduğunu gösterme isteğinin sonucudur. Bu durumu iki tanım ile açıklayıp çözüme ulaşmak mümkündür: doğrulama ve geçerleme. Doğrulama denklemleri doğru çözme, geçerleme ise doğru denklemleri çözme olarak kısaca tanımlanabilir. Tanımlardan da anlaşılacağı gibi burada ne ve nasıl sorularına cevap verilir. Nasıl sorusuna cevap aldığımız doğrulama yönteminde

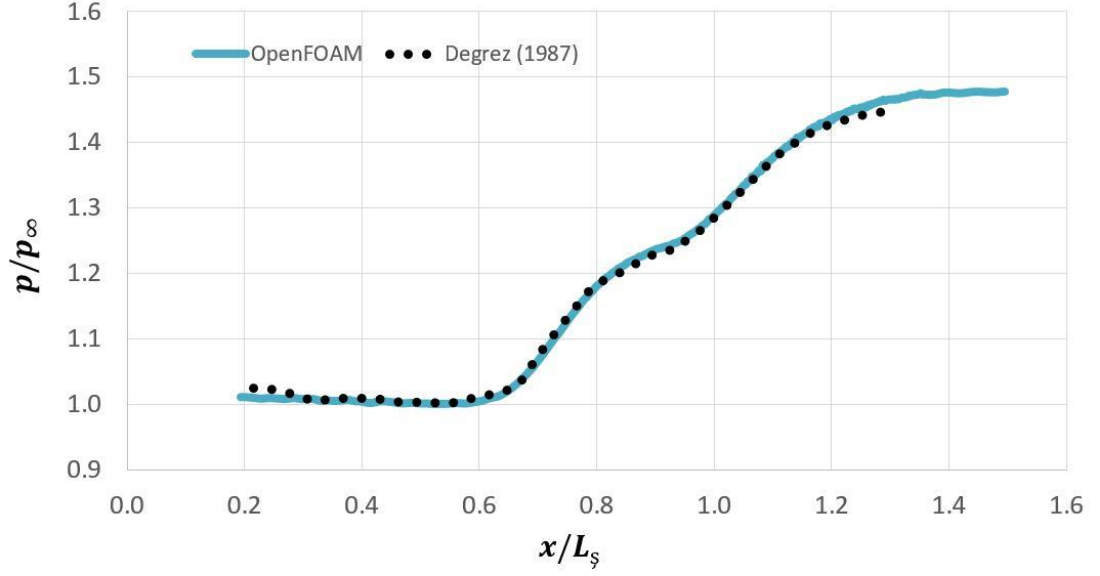
problem için tanımladığımız denklemin ya da denklem takımının nümerik yöntemlerle çözümünün var oluşu ya da çözümün varlığı durumunda belirli hata payı ile gerçek çözüme uygun olup olmadığı sorgulanır. Ne sorusuna cevap aldığımız geçerleme yönteminde ise kullanılan denklemin olayın gerçek fiziğini yansıtip yansıtmadığı araştırılır. Bu tanımlamalarla yola çıktığımızda sayısal sonuçlarımızı doğrulama için analitik sonuçlarla, geçerleme için ise deneysel verilerle karşılaştırırız.

Giriş bölümünde de bahsedildiği üzere bu tez çalışmasının temelleri Degrez ve diğ. (1987) deneysel ve nümerik olarak gerçekleştirilen çalışmalarına dayanmaktadır. Referans alınan bu çalışmadaki iki farklı yoldan elde edilen veriler ışığında tez çalışmasındaki analizler yürütülecek ve doğrulama sağlanabilecektir. Referans çalışmada serbest akım Mach sayısı 2.15 iken, Reynolds sayısı 10^5 seviyesinde tutulmuş ve akışın laminar rejimde kalması sağlanmıştır. Şekil 4.1’ de gösterildiği gibi deneysel düzenek, yatay düzleme paralel bir düz levha ve bu düz levha üzerine eğik şok düşüren, yatay düzlem ile arasında $\theta = 3.75^\circ$ açığa sahip eğik levhadan oluşmaktadır.



Şekil 4.1: Degrez ve diğ. (1987)’ nin çalışmasında yer alan deney düzeneği.

Serbest akım toplam basıncı $1.07E + 4 Pa$, toplam sıcaklık ise $293 K$ olarak verilmiştir. Bu değerlerden yola çıkılarak tez kapsamından yapılan doğrulama çalışmasında, uygun sınır ve başlangıç koşulları tanımlanmıştır. Çalışma akabinde elde edilen sonuçlar Şekil 4.2’de gösterilmiştir. Karşılaştırma olarak etkileşimin gerçekleştiği düz levha üzerindeki basınç değişimi verilmiştir ve Degrez (1987)’ de deneysel olarak elde ettiği sonuç karşılaştırılmıştır. Etkileşim bölgesine ve genel trende dikkat edildiğinde deneysel veriler ile tez kapsamında yapılan hesaplamalı çalışmaların uyum içinde olduğu görülmektedir.



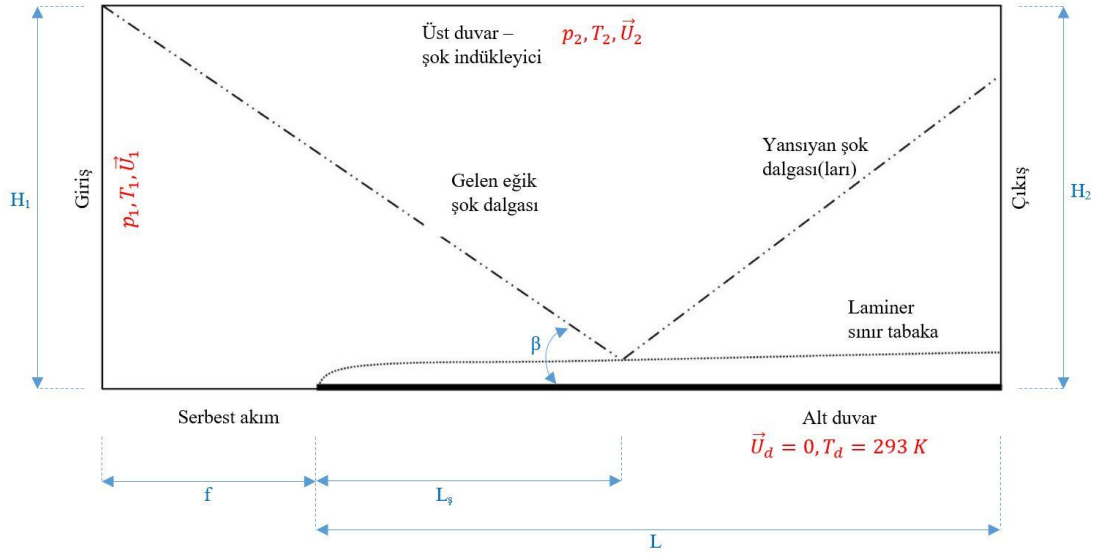
Şekil 4.2: Düz levha üzerinde gelişen sınır tabaka – eğik şok etkileşimi.

Şekil 4.2’ de yer alan basınç ve lokasyon parametreleri sırasıyla serbest akım statik basıncı (p_∞) ve düz levha başlangıcı ile eğik şokun çarpma noktası mesafesine (L_s) göre boyutsuzlaştırılmıştır. Bu sayede nicel parametreler için daha uygun karşılaştırma ortamı sunulmuştur.

4.2 Geometri ve Sınır Koşulları

Bu çalışmada geometrinin parametrik hazırlanmasının ilk nedeni akımalı bölgesinin laminar tutulma isteğidir. İkinci nedeni ise her bir geometri için oluşturulacak yeni çözüm ağının çözüme uygun yapıya sahip olmasını sağlamaktır. Uygun yapıya ait çözüm ağından kasıt şudur ki; viskoz olmayan analitik akış hesaplamalarına göre gelen ve yansıyan eğik şokların sahip olduğu gelme ve yansıma açıları bilindiğinden dolayı, bu eğik şok çevresi ve etkileşim bölgesine özel düzenlemeler yapılarak akışın daha iyi temsil edilmesi sağlanmıştır. Tüm bu sebepler göz önüne alındığında, problem geometrisinde serbest akım (f) ve şokun duvara çarpma noktası (L_s) uzunlukları sabit tutulmuş; giriş (H_1), çıkış (H_2), alt duvar (L) uzunlukları değiştirilmiştir.

Şekil 4.3’ te geometri üzerinde isimlendirilmiş her bir bölgenin sınır koşulları da gösterilmiştir. $p, T, \vec{U}$ sırası ile basınç, sıcaklık ve hız bileşenlerini ifade eder ve kırmızı renk ile belirtilmiştir. Mavi renkteki semboller uzunlukları gösterirken, kalın siyah çizgi alt duvarı, çizgili-noktalı çizgiler gelen ve yansıyan şokları, sık noktalı çizgi ise laminar sınır tabakayı basitçe temsil etmektedir.



Şekil 4.3: Hesaplmalı çalışma ortamının geometrisi.

Simülasyonlarda tanımlanan başlangıç ve sınır koşulları deneysel çalışmalarla karşılaştırma imkânı sağlayan veriler kullanılarak oluşturulmuştur. Her bir analiz grubunda serbest akış statik basıncı 1000 Pa ve sıcaklığı 293 K olarak belirlenirken, alt duvar sıcaklığı 293 K olarak sabit kabul edilmiştir. Serbest akış hızı ise Mach sayısı ile belirlenirken, bu parametre analizlerde Mach 3.0, 3.5 ve 4.0 olarak tanımlanmıştır. Akış ortamını ve etkileşim bölgesini uygun tasvir edebilmek adına bazı modelleme teknikleri kullanılmıştır. Bu tekniğin temeli iki akış fenomenini, yani sınır tabakayı ve eğik şok dalgasını, analiz ortamında birbirini takip eden adımlarla oluşturmaya dayanır: İlk adımda serbest akım özellikleri hem başlangıç koşulu hem de ortama giriş ve serbest akım bölgesi için sınır koşulu olarak tanımlanmıştır. Alt duvarda sabit sıcaklık başlangıç ve sınır şartı olarak sabit kabul edilirken, bu yüzeyde kaymaz duvar sınır koşulu uygulanmıştır.

Ortamdan çıkış bölgesindeki sınır koşulu tanımı, bu hücrelerin akış değişken değerlerinin ya da değer gradyanlarının (değişimlerinin) sabit olarak tanımlanması yerine, kendilerine komşu bir önceki hücreden bu değerleri okuma özelliğine dayandırılır. Örneğin, çıkış bölgesinde yansıyan şok görülmekte, bu durum da şok arkası ve önünde çıkış bölgesine ait sınır koşullarının basınç, hız ve sıcaklık gibi temel akış değişken değerlerinde büyük farklara neden olmaktadır. Yansıyan şok zaman içinde yer değiştireceği öngörüldüğünde bu sınır şartına sabit akış değişken değerleri vermek problemin iyi modellenememesi anlamı taşımaktadır. Bu sebeple, bir önceki komşu hücreden alınan değerlerin sınır şartı olarak kullanılması, buradaki kısıta bir

serbestlik kazandırmış ve bu sınır koşulu sesüstü akış problemlerine özgü yapıyı daha iyi karşılar hale getirilmiştir.

Eğik şoku oluşturmak için kritik öneme sahip üst duvarda ise serbest akış özelliklerine sahip giriş bölgesi ile aynı sınır koşullarına sahip olması sağlanmıştır. (Çizelge 4.1) Bu sayede ilk adımda üst duvar kaynaklı bir şok oluşmayacak, yalnızca alt duvar üzerinde laminar bir sınır tabaka oluşturulması sağlanacaktır. Bu sınırların sahip olduğu özelliklerinin yanında ortam içinde yer alan çözüm ağı hücreleri başlangıç olarak serbest akış özelliklerine $(p_1, T_1, \vec{U}_1)$ sahip olarak çözüme başlanmıştır. Bu hücrelerdeki basınç, sıcaklık ve hız vb. tüm akış özellikleri zaman içinde değişecektir.

Çizelge 4.1: Sınır koşulları (1. Adım).

Bölgeler	Sınır Koşulları
Giriş	$p_1, T_1, \vec{U}_1$
Üst Duvar	$p_1, T_1, \vec{U}_1$
Çıkış	Sıfır-Gradyan
Alt Duvar	Kaymaz duvar ($\vec{U}_d = 0$), sabit sıcaklık (T_d)
Serbest Akım	Simetri

Çizelge 4.2’ de yer verilen 2. adımda ise üst duvar akış değerleri daha önceden belirlenen çarpma noktasına eğik şok düşecek şekilde basınç, sıcaklık ve hız $(p_2, T_2, \vec{U}_2)$ değerleri ile değiştirilir. Bu sayede istenilen açıya sahip eğik şok dalgası oluşur ve alt duvar üzerinde hali hazırda bulunan sınır tabakaya çarparak etkileşim meydana getirir. Bu iki adımlı teknik ile akış ve etkileşim fiziği uygun tasvir edilerek değerlendirmeye açık hale getirilmiş olur.

Çizelge 4.2: Sınır koşulları (2. Adım).

Bölgeler	Sınır Koşulları
Giriş	$p_1, T_1, \vec{U}_1$
Üst Duvar	$p_2, T_2, \vec{U}_2$
Çıkış	Sıfır-Gradyan
Alt Duvar	Kaymaz duvar ($\vec{U}_d = 0$), sabit sıcaklık (T_d)
Serbest Akım	Simetri

Tekrar hatırlatılmalıdır ki; üst plakanın eğim açısı sebebiyle meydana gelen eğik şok dalgası nümerik modellemede, geometrik olarak tanımlanan bir kaymaz duvar açısına gerek duyulmadan, belirli basınç, sıcaklık ve hız verileri kullanılarak aynı kuvvette ve doğrultuda eğik şok oluşturulmaktadır. Buna örnek verilecek olursak sınır şartları çizelge 4.3’ teki gibi not edilebilir:

Çizelge 4.3: $M = 3.0$ ve $\beta = 30^\circ$ için başlangıç koşulları karakter ve değerleri.

İç Ortam Özellikleri	Başlangıç Koşulları
Ortam Basıncı	1000 Pa
Ortam Sıcaklığı	293 K
Ortam Hızı	$U_x = 1029.3 \text{ m/s} \mid U_y = 0 \text{ m/s}$

Çizelge 4.4: $M = 3.0$ ve $\beta = 30^\circ$ için sınır koşulları karakter ve değerleri.

Bölgeler	Basınç [Pa]	Sıcaklık [K]	Hız [m/s]
Giriş	1000	293	$U_x = 1029.3 \mid U_y = 0$
Üst duvar	2458.3	386.8	$U_x = 910.2 \mid U_y = -206.4$
Çıkış	Sıfır-Gradyan	Sıfır-Gradyan	Sıfır-Gradyan
Alt duvar	Sıfır-Gradyan	293	$U_x = 0 \mid U_y = 0$
Serbest akım	Simetri	Simetri	Simetri

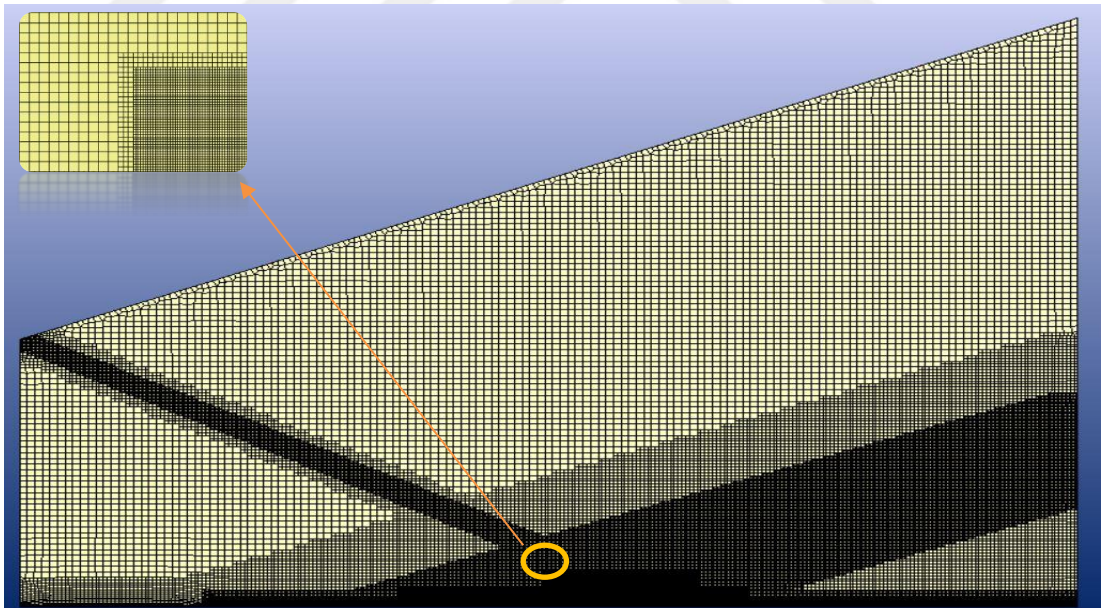
Açık kaynak kodlu olan OpenFOAM çözücüsü içinde yer alan ve bu probleme uygun olarak seçilen *rhoCentralFoam* metodu Kurganov diğ. (2002)’ ne ait merkezi akışüstü (central-upwind) şemasını kullanarak sırasıyla zamanda ve uzayda 1. ve 2. dereceden hassasiyetle çözüm alır. Bu çözüm ayarları parametlerin değişimi göz önünde bulundurularak analizlere uygulanır. Parametre seti ise çizelge 4.5’ te yer alan Mach sayısı, β açısı grubu ve en küçük - en büyük β değişkenleri ile özetlenmektedir. Bu tablo, etkileşim bölgesi oluşturmak için kullanılan gelen eğik şok açının nasıl seçildiğini sergilemektedir. En büyük ve en küçük β açılarının ötesinde tek eğik şok ve/veya gelen ve yasıyan şok dalgası etkileşim bölgesinin oluşmadığı analitik olarak hesaplanmıştır. Bu set içinde en büyük ve en küçük β açısı sınırlarına yakın değerlerin yanında ortalama değer de yer almaktadır. Aslında bu ortalama değer θ açısı aralığındaki orta değere karşılık gelen gelen şok dalgası açısı değeridir. Bu değer yada bu değer üstünde yer alan kritik açı değeri referans alınarak etkileşim bölgesinin stabil yapıdan kararsız yapıya geçişi incelenmiştir.

Çizelge 4.5: Etkileşim bölgesi oluşturmak için sağlanan açı aralığı.

Mach	En küçük β	β Açı Grubu				En büyük β
3.0	19.47	21	25	27.93	30	39.20
3.5	14.48	21	25	26.09	30	38.90
4.0	11.54	21	24.75		30	39.00

4.3 Çözüm Ağı Yapısı

Çözüm ağından bağımsızlaştırma çalışmaları akabinde referans olarak seçilen çözüm ağı sayısı yaklaşık $2E+5$ eleman sayısına ve dörtgen eleman yapısına sahiptir. OpenFOAM çözücüsü 2-boyutlu hesaplama yerine 3-boyutlu denklem takımını çözmek üzere geliştirilmiştir ancak oluşturulan çözüm ağı üçüncü boyutta tek bir sıralı hücre yapısına sahiptir. Bu sayede problemin 2-boyutlu olarak değerlendirildiği sunulmakta, çözüm algoritmasına uygun olarak da 3-boyutlu denklem takımında 2-boyutlu bir çözüm alınmasına olanak sağlanmaktadır.



Şekil 4.4: Çözüm ağı yapısı: etkileşim bölgesi, gelen ve yansıyan şok bölgelerinde çözüm ağı sıklaştırması.

Şekil 4.4' te yer alan çözüm ortamı ve çözüm ağı incelendiğinde, Şekil 4.3' te yer alan şemaya göre bazı farklılıklar gözlemlenebilir. Üst duvardaki eğim açısı hem etkileşim bölgesi üzerinden yansıyan şokun bu bölgeye çarpmasını engellemek hem de çözüm ağı eleman sayısını azaltmak amacıyla yansıyan şoka paralel konumlanacak şekilde

verilmiştir. Şekilden de anlaşılacağı gibi bazı sıklaştırma bölgeleri tanımlanmış, buradaki kritik akış fiziğinin daha az hata ile modellenmesi amaçlanmıştır. Gelen ve yansıyan eğik şok bölgeleri, sınır tabaka, alt plaka önündeki durma noktası ve etkileşim bölgesi çözüm ağındaki sıklaştırma bölgeleri olarak tanımlanabilir. Her bir geometriye uygun hazırlanan çözüm ağıları ticari bir yazılım olan NUMECA HEXPRESS ile gerçekleştirilmiştir.

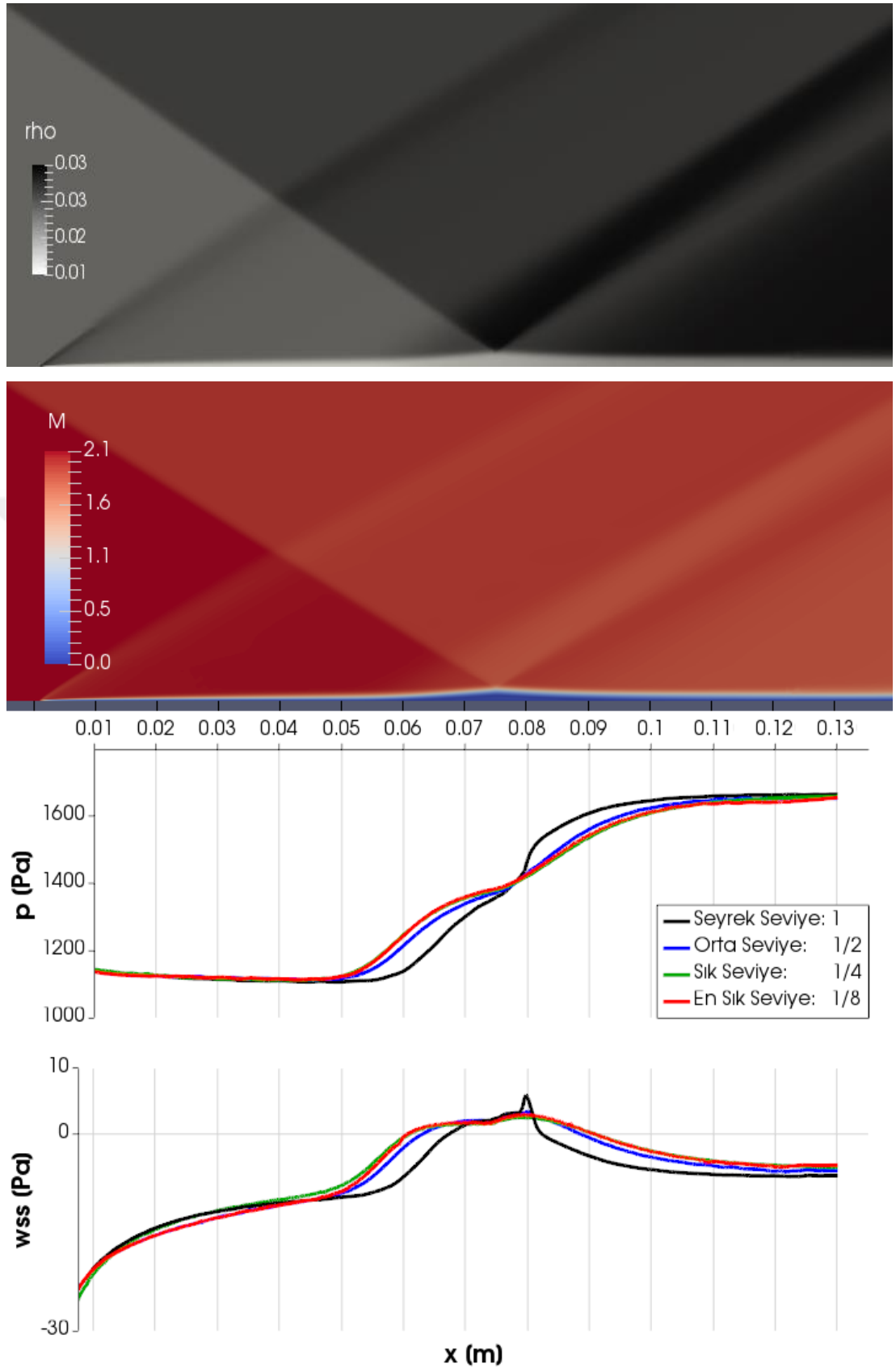
4.4 Çözüm Ağından Bağımsız Sonuçlara Ulaşma Çalışması

Bu bölümde yapılan çalışmalarda etkileşim bölgesi çözüm ağında yapılan düzenlemeler ile eleman boyutunun çözüm üzerindeki etkileri gösterilmiştir. Buradaki amaç, eleman boyutu yeterince küçük olduğunda çözümün eleman boyutundan etkilenmeyerek aynı sonuçlar vermesini gözlemlemektir. Etkileşim bölgesinde seyrek, orta, sık ve en sık seviyelerinde 4 adet eleman boyutu kullanılmış ve bu boyutlar çizelge 4.6’ da sergilenmiştir. Öncül çalışmalarda gelen ve yansıyan şok bölgelerindeki eleman boyutu ile ilgili çözüm ağından bağımsızlaştırma çalışmasının tamamlanması ve gelen eğik şok açısının doğru hesaplanması sayesinde bu bölgelerdeki eleman boyutu değiştirilmemiştir. Serbest akım ve sınır koşulları doğrulama çalışmasındaki değerler olan Mach sayısı 2.15 ve Reynolds sayısı 10^5 olarak alınmıştır.

Çizelge 4.6: Çözüm ağındaki eleman boyutları.

Çözüm Ağı Seviyeleri	Eleman Boyutları	Toplam Hücre Sayısı
Seyrek Seviye	3.2 E-4 m	0.9 E+5
Orta Seviye	1.6 E-4 m	1.5 E+5
Sık Seviye	0.8 E-4 m	2.7 E+5
En Sık Seviye	0.4 E-4 m	5.1 E+5

Gerçekleştirilen analizlerde eleman boyutu değiştirildikçe elde edilen sonuçlara şekil 4.5’ te hem yoğunluk hem Mach sayısı konturları cinsinden yer verilmiştir. Duvar üzerindeki basıncın ve kayma gerilmesinin karşılaştırma olarak sunulmuştur. Eleman sayısı kademeli olarak artırılan analiz grubunun sonuçları karşılaştırıldığında, sık seviyelerdeki çözümlerin eleman sayısından bağımsız sonuçlar verdiği gözlenmektedir.



Şekil 4.5: Çözüm ağından bağımsız sonuçlara ulaşma çalışmasında duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmelerinin eleman boyutuna göre karşılaştırılması.

Şekil 4.5’ te görüldüğü üzere seyrek seviyeden en sık seviyeye doğru gidildikçe sonuçlarda bir yakınsama meydana gelmektedir. Sık ve en sık seviyelerindeki çözüm ağlarından elde edilen sonuçlar arasındaki farkın % 1 mertebelerinde olması ile ağ sebebiyle hatanın kabul edilebilir seviyelerde olduğu gözlenmiştir. Mach ve yoğunluk kontörleri en sık seviyedeki çözüm ağı sonucundan temin edilen görsellerdir.

4.5 Zaman Adımından Bağımsız Sonuçlara Ulaşma Çalışması

Zamana bağlı çözümlerde zaman adımının sonuca doğrudan etkisi vardır. Doğru zaman adımını seçmek problemin gerçek fiziğini ortaya koymak için en önemli çözüm adımları arasında yer almaktadır. Bu sebeple çizelge 4.7’ de verilen çeşitli zaman adımlarında çözümler alınarak sonuçların seçilen zaman adımından bağımsız hale getirilmesi amaçlanmıştır.

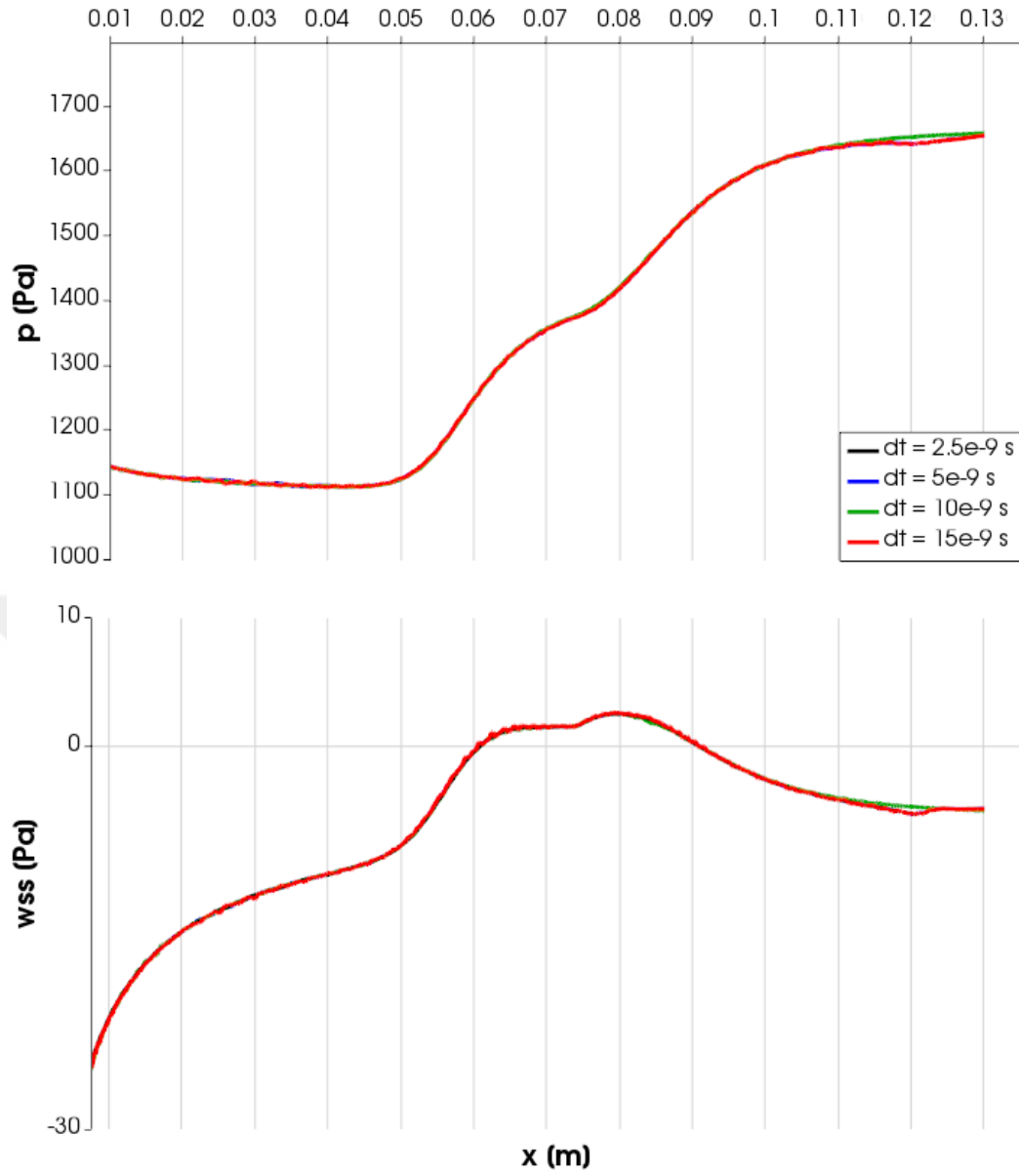
Çizelge 4.7: Zaman adımları çizelgesi.

Zaman Adımları [s]
2.5 E-9
5.0 E-9
10.0 E-9
15.0 E-9

Şekil 4.6’ da farklı zaman adımındaki sonuçlar sergilenmiştir. Zaman adımının en büyük seçildiği (15 E-9 s) analizde, diğer zaman adımlarına sahip analizlere göre akımalı bölgesinde bir farklılık gözlenmiştir. Ayrıca bu zaman adımının sahip olduğu sonuçlar bazı çalkantıları beraberinde getirmiştir. Bu durum zaman adımı büyüklüğü artırıldıkça sonuçların kesinliğinde bir kayıp meydana geldiğini göstermektedir. Eğer CFL sayısı çözüm ağı sabit tutulup farklı zaman adımlarında karşılaştırılır ise, CFL değerinin 0.1’in altında tutulması gerektiği ortaya çıkmaktadır. (Çizelge 4.8)

$$CFL = \frac{u \Delta t}{\Delta x} \leq 0.1 \quad (4.1)$$

Çözümü zaman adımından bağımsızlaştırmak için gerçekleştirilen analizler sonucunda zaman adımını 10 E-9 s olası uygun görülmüştür. Sık seviye çözüm ağı ile beraber kullanılacak bu zaman adımı ile parametrik analiz seti tamamlanmış, sonuçlar bölümünde sunulmuştur.



Şekil 4.6: Duvar üzerindeki basınç kayma gerilmesi grafiğinin farklı zaman adımlarına göre karşılaştırılması.

Çizelge 4.8: Farklı zaman adımlarında CFL sayısı.

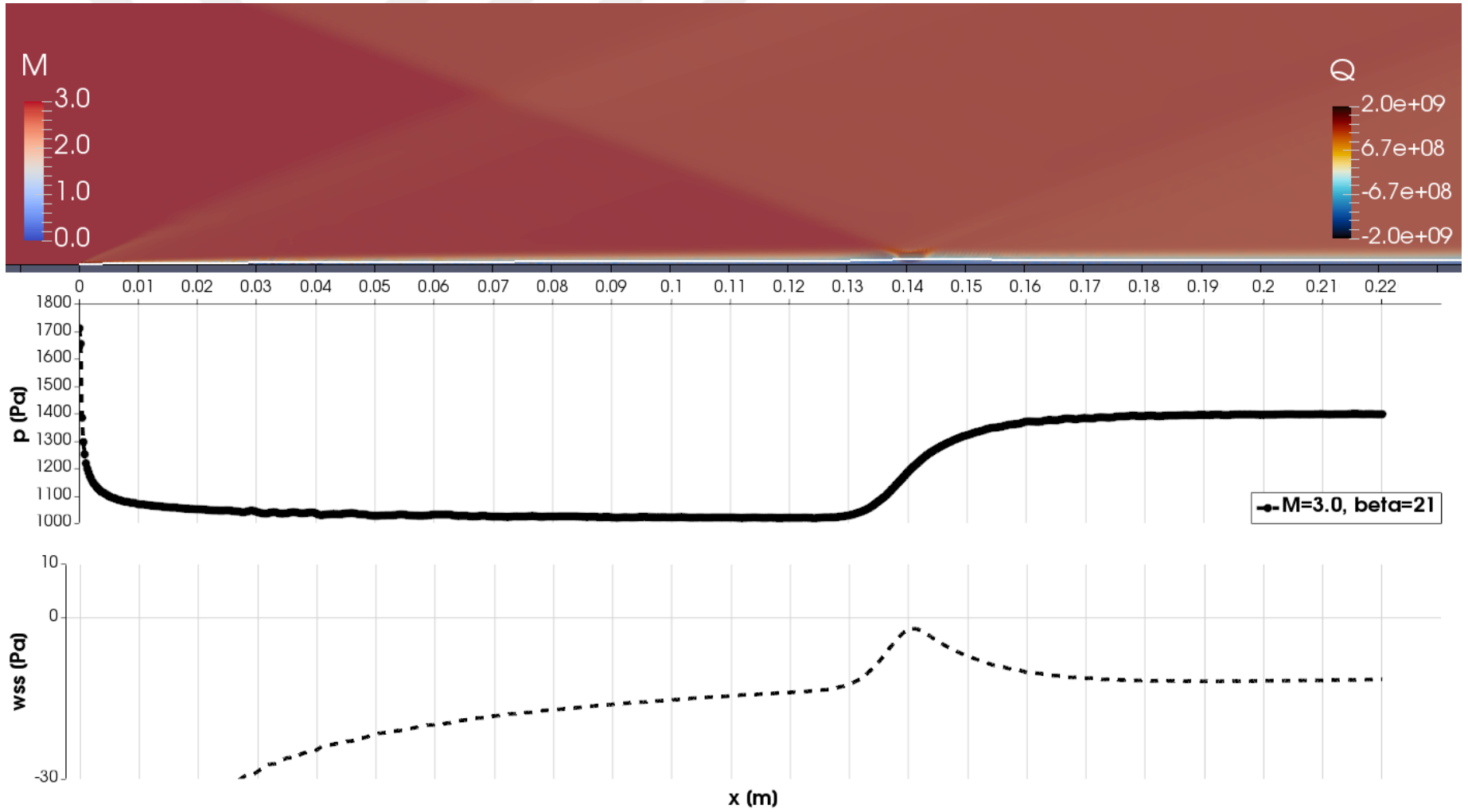
Zaman Adımları [s]	CFL
2.5 E-9	0.017
5.0 E-9	0.033
10.0 E-9	0.066
15.0 E-9	0.100



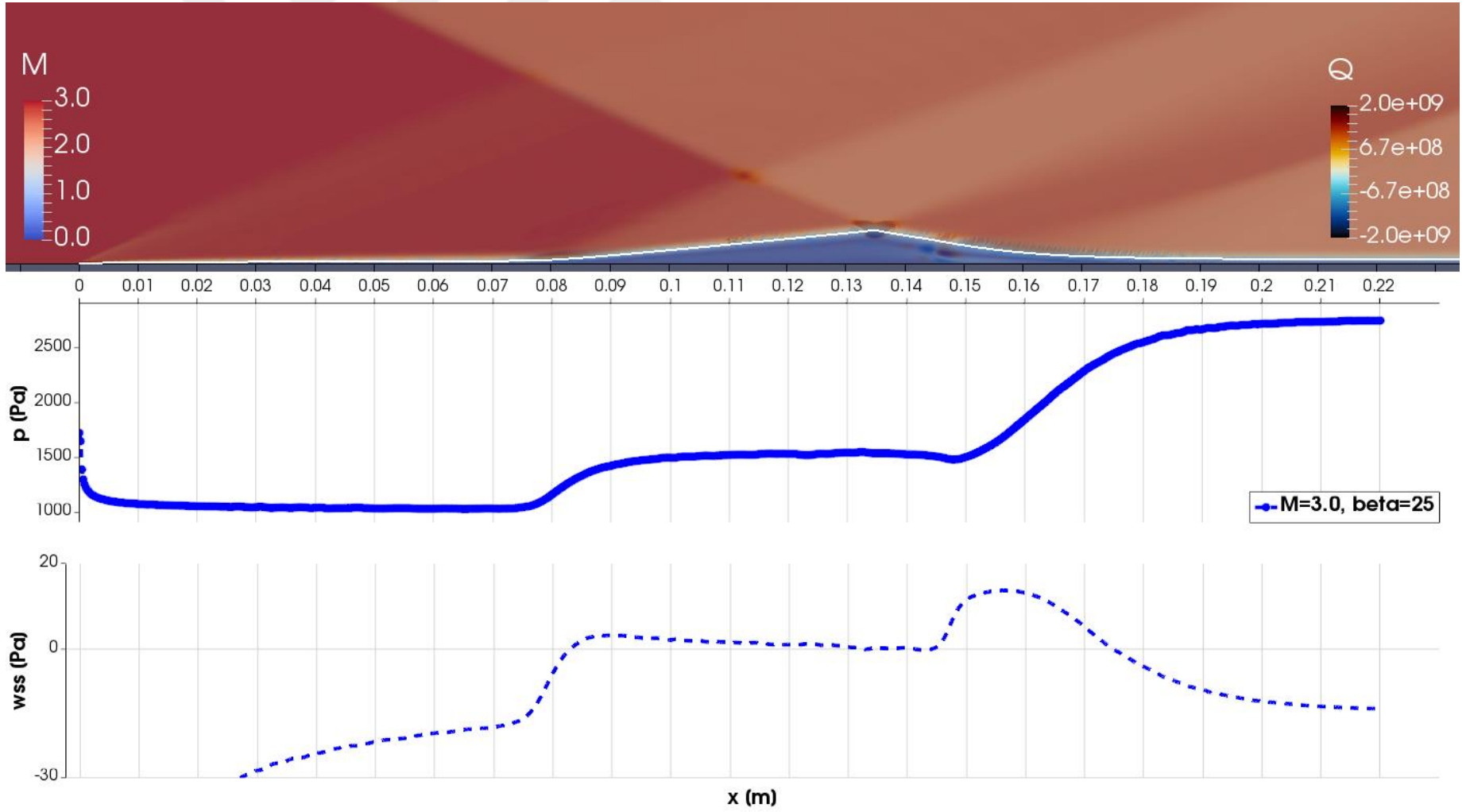
5. ELDE EDİLEN SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde gösterilen tüm analiz sonuçları 2-boyutlu, zamana bağlı ve sıkıştırılabilir Navier-Stokes çözücüsü kullanılarak elde edilmiştir. Öncelikle Mach sayısı 3.0 iken gelen şok dalgasının açısı artırılarak akış dinamiği incelenmiştir.

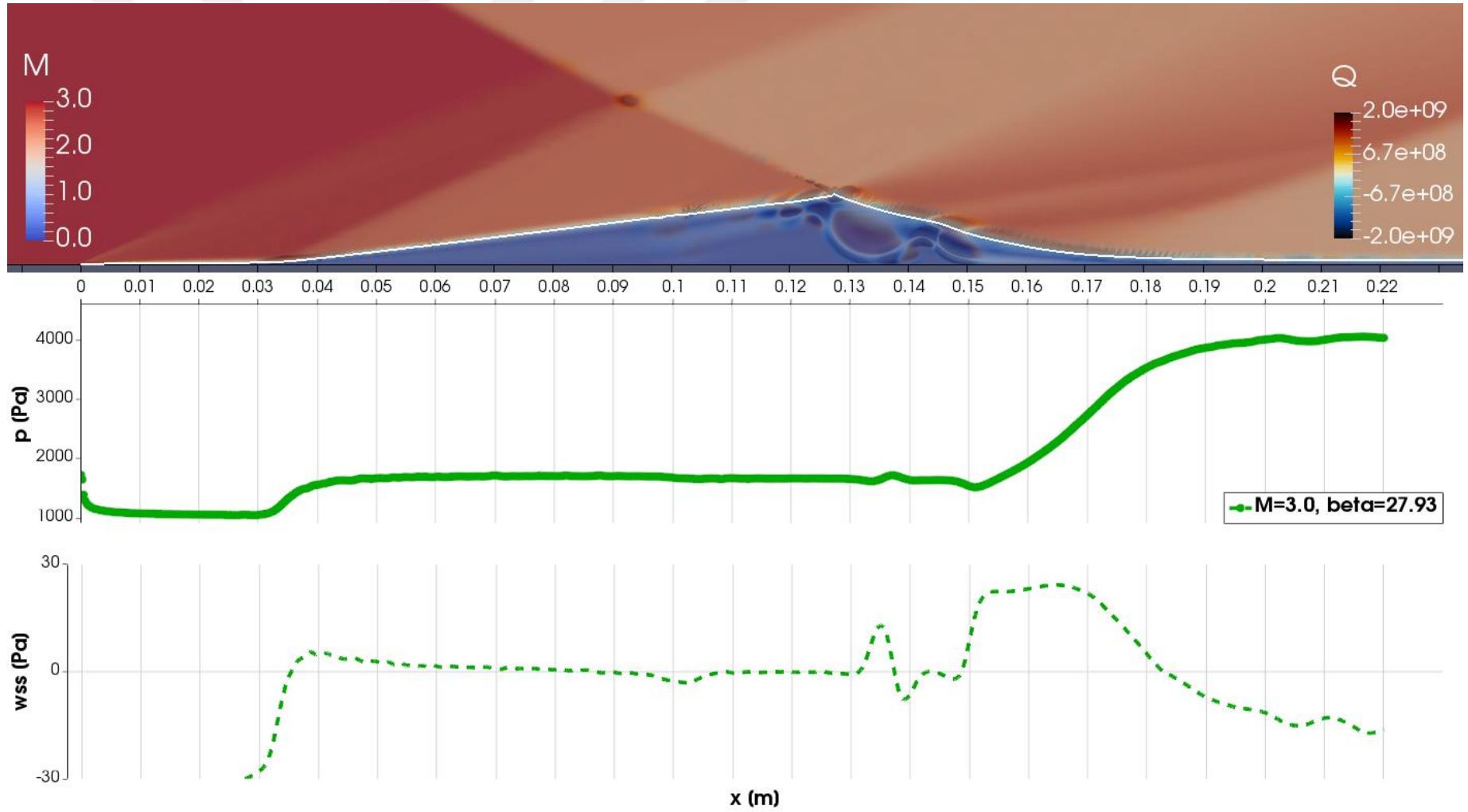
$M = 3.0$ iken şekil 5.1, şekil 5.2 ve şekil 5.3'teki sonuçlar incelendiğinde, $\beta = 21^\circ$ de herhangi bir etkileşim bölgesine rastlanmazken, $\beta = 25^\circ$ ile birlikte başlayan ŞDLSTE gözlemlenmektedir. Verilen konturlar Mach sayısını temsil edip gelen, yansıyan şoklar ve genişleme dalgaları bu sayede ayırt edilebilmektedir. Bu konturlar üzerine beyaz şerit çizgi ile $M = 1.0$ hızını temsil eden ses hızı çizgisi eklenmiştir. $\beta = 21^\circ, 25^\circ$ ve 27.93° açılarındaki analizler incelendiğinde akış yapısının daimi olduğu görülmektedir.



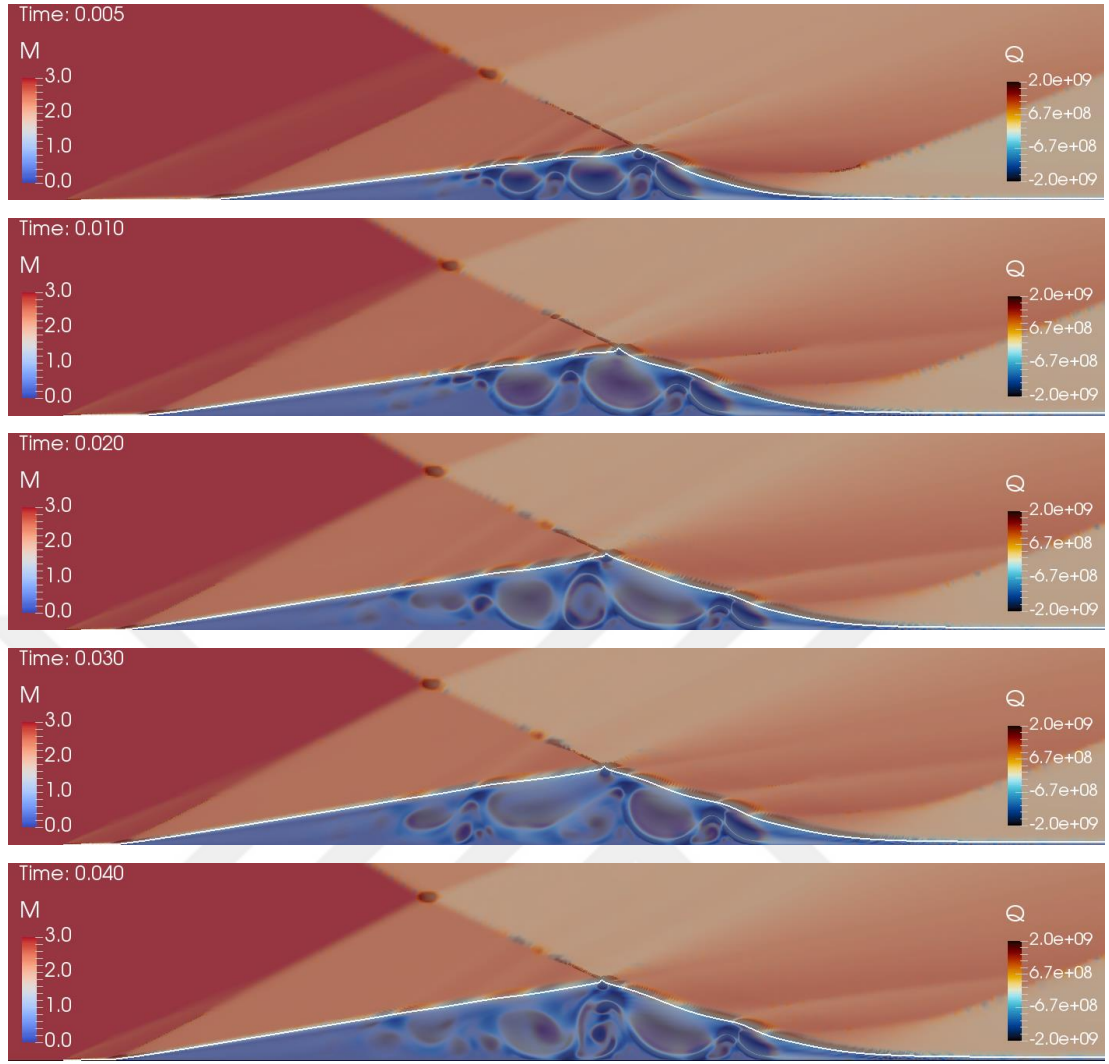
Şekil 5.1: $M = 3.0$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.



Şekil 5.2: $M = 3.0$, $\beta = 25^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.

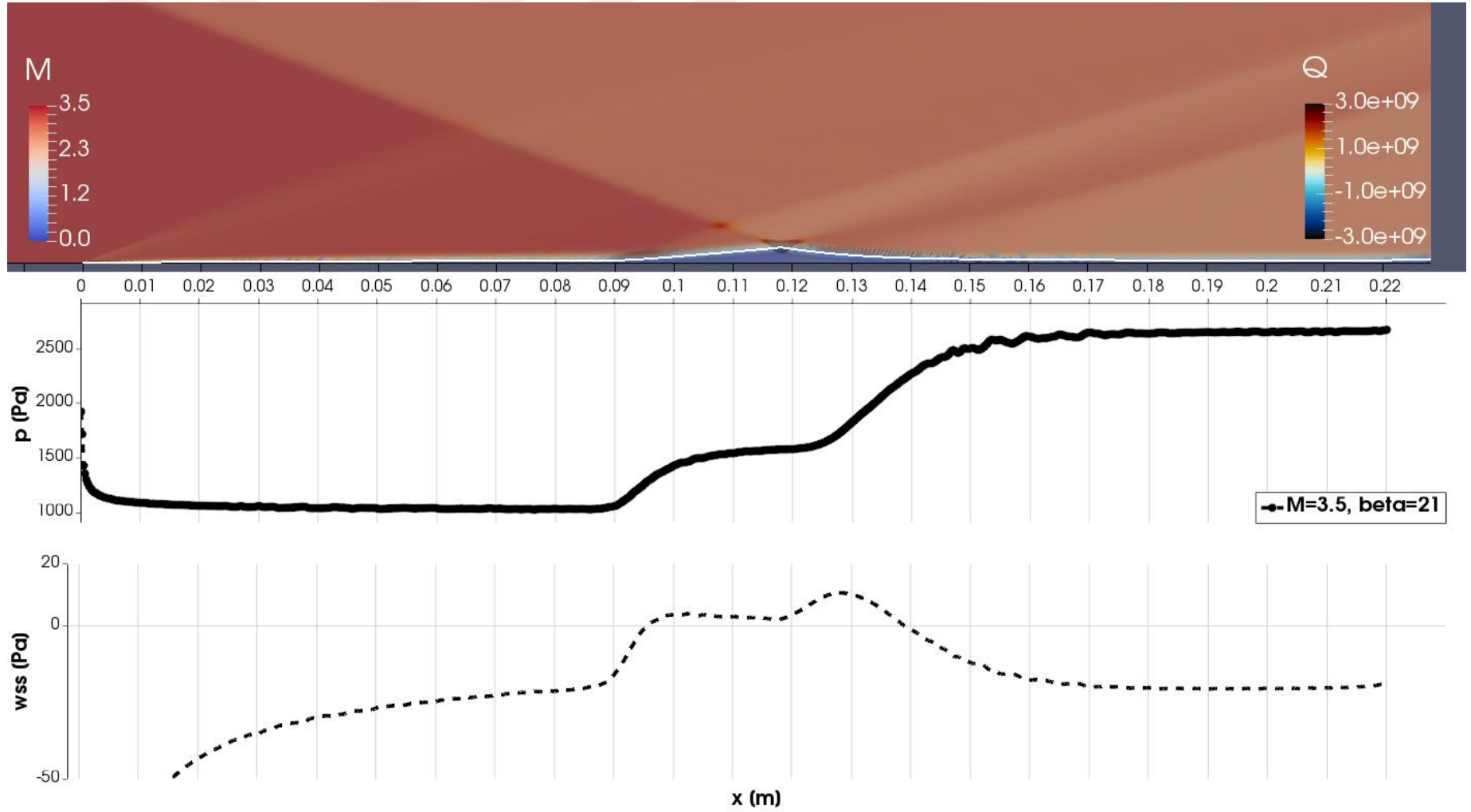


Şekil 5.3: $M = 3.0$, $\beta = 27.93^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.

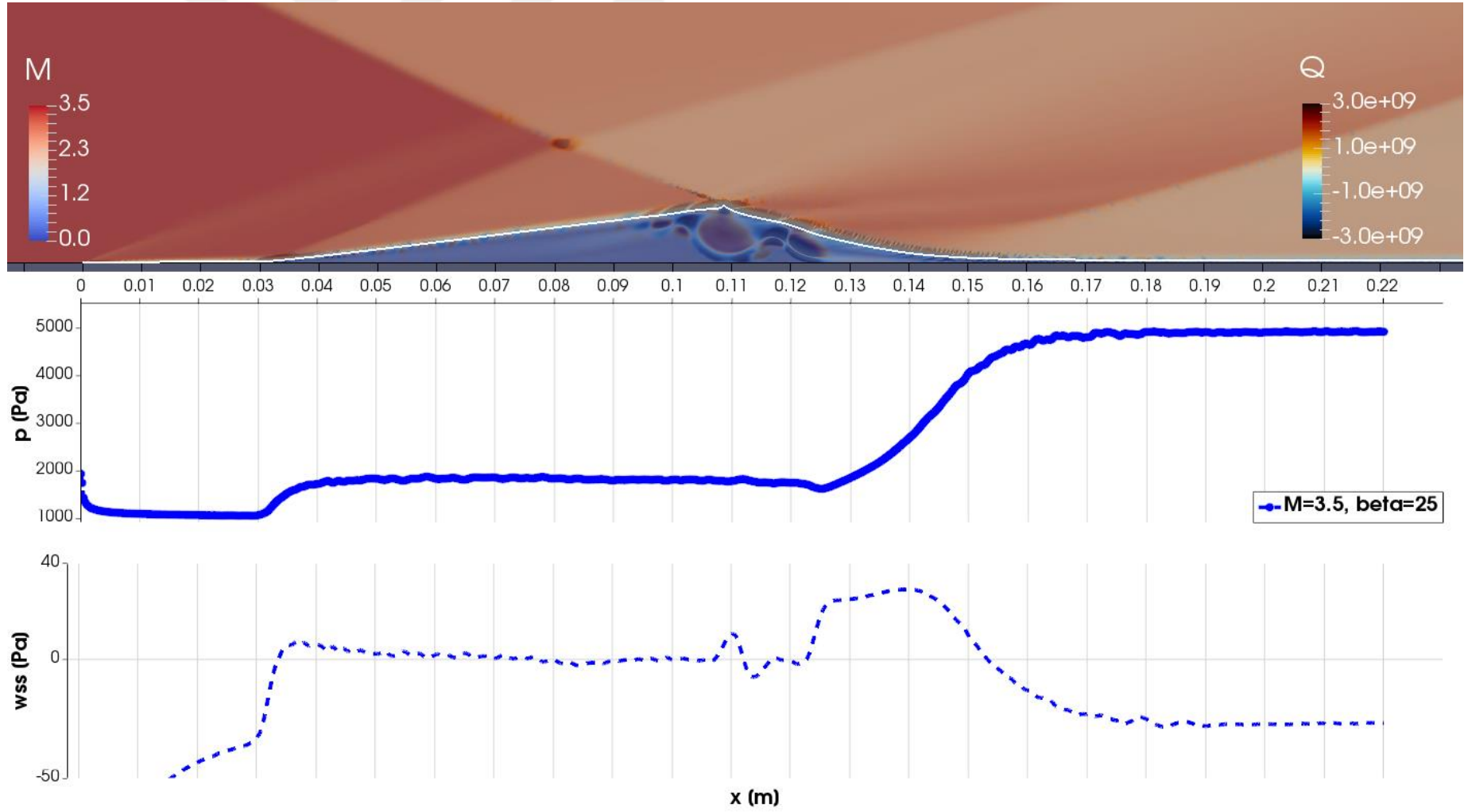


Şekil 5.4: $M = 3.0$, $\beta = 30^\circ$ ’deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.

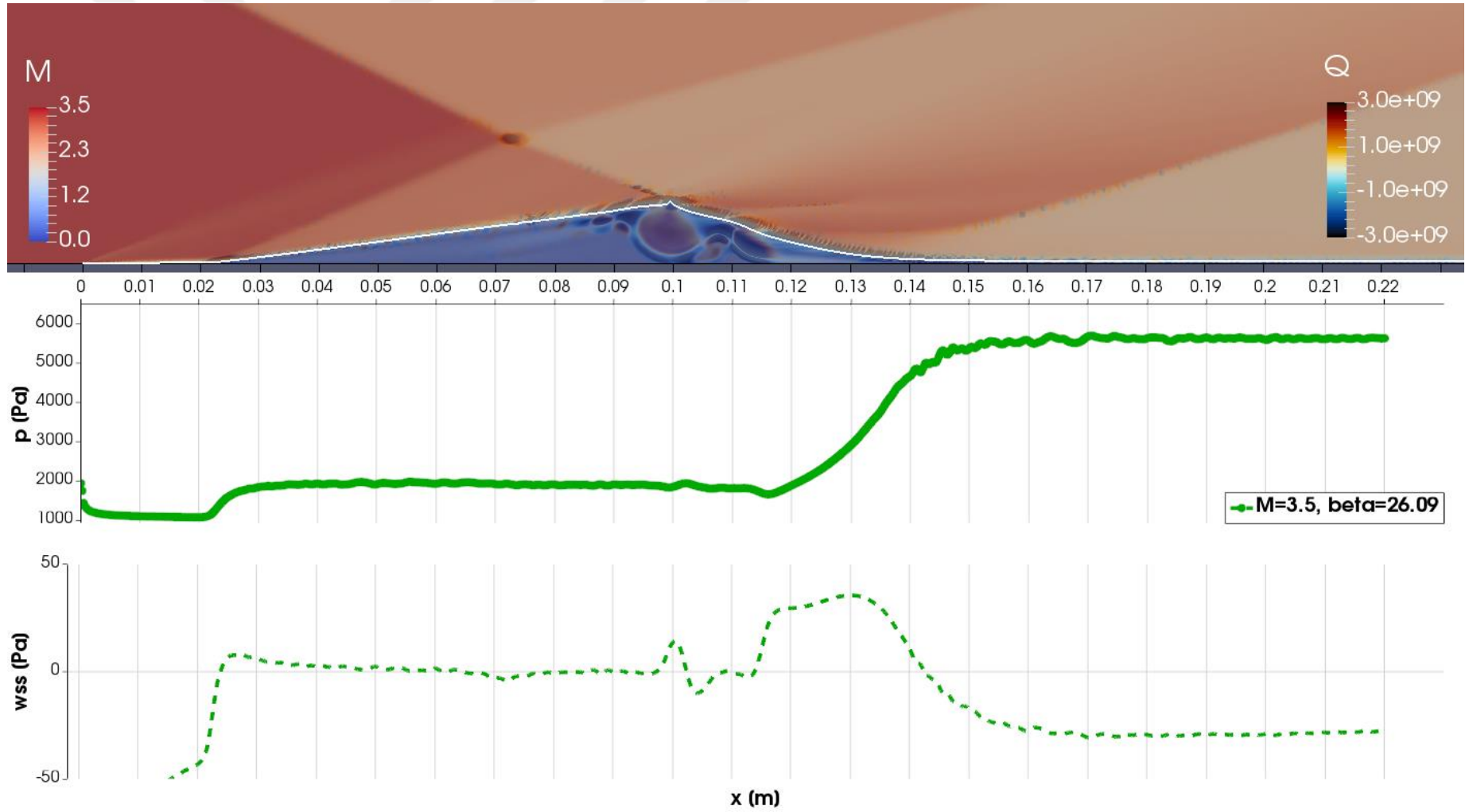
$\beta = 30^\circ$ ’deki analiz incelenecek olursa, ayrılma bölgesinin zamana bağlı hareket ettiği ve sınır tabaka içinde çalkalanmalar olduğu Şekil 5.4’te açıkça gözlenebilmektedir. Sınır tabaka içinde gözlenen ve rotasyonel akış sonucu ortaya çıkan farklı merkezli baloncuklar Q kriteri metodu ile gösterilmiştir. Daha düşük açılarda meydana gelen sınır tabaka içindeki baloncuklar 30° ’deki akış yapısının aksine daimi davranış sergilerler. Analizler grubu Mach sayısı artırılıp benzer şok dalgası açısı değerlerinde değerlendirilmeye devam edilmiştir. $M = 3.5$ iken, $\beta = 21^\circ$ ’deki analizde $M = 3.0$ ’daki durumun aksine bir ayrılma bölgesi gözlenmektedir. (Şekil 5.5) Duvar üzerindeki kayma gerilmesi ve Q-kriteri metodu bu ayrılma bölgesinin tek merkezli bir baloncuk yapısına sahip olduğunu gösterir. Ayrılma 0.095 m’de başlamış, 0.14 m’de sınır tabaka tekrardan yüzeye geri dönmüştür.



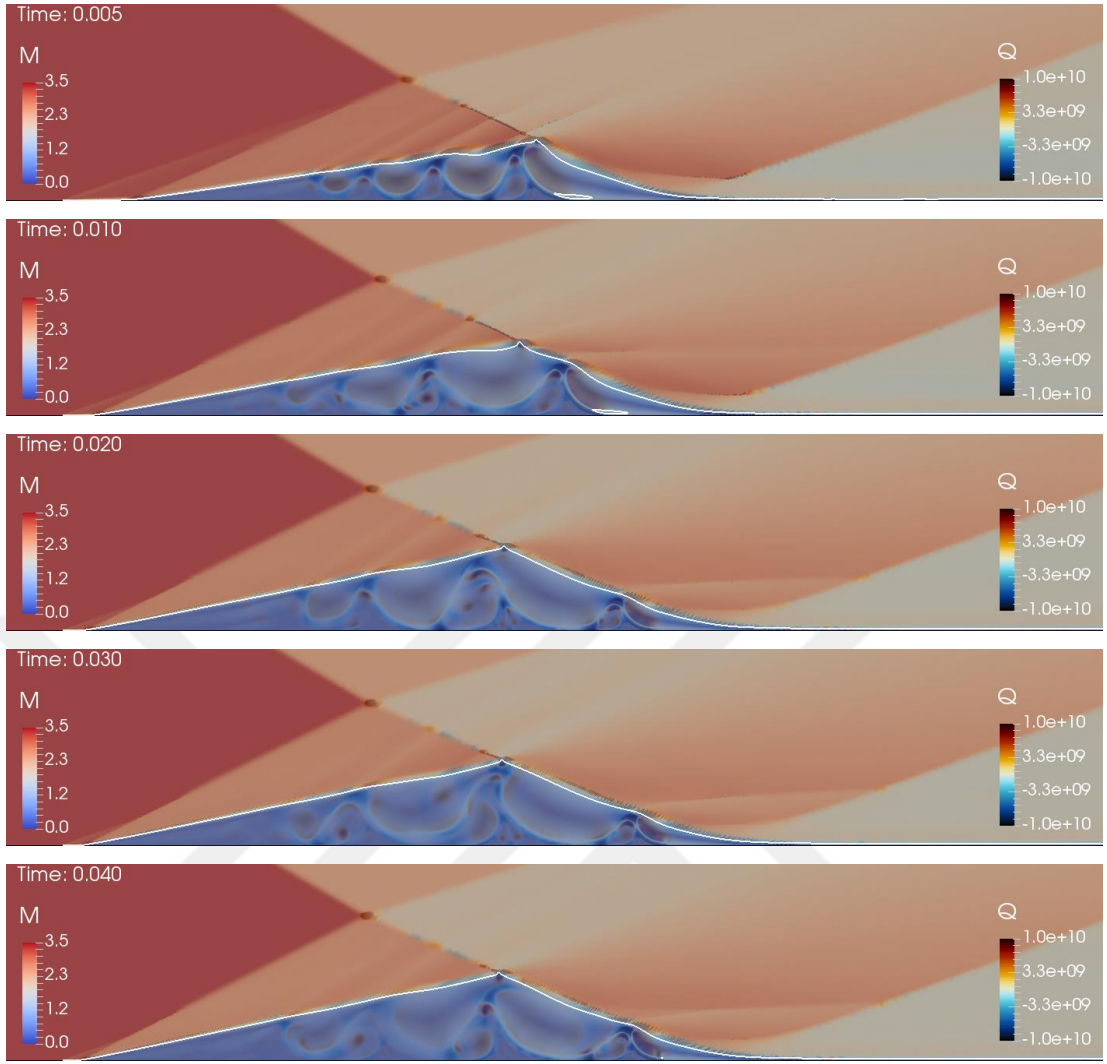
Şekil 5.5: $M = 3.5$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.



Şekil 5.6: $M = 3.5$, $\beta = 25^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.

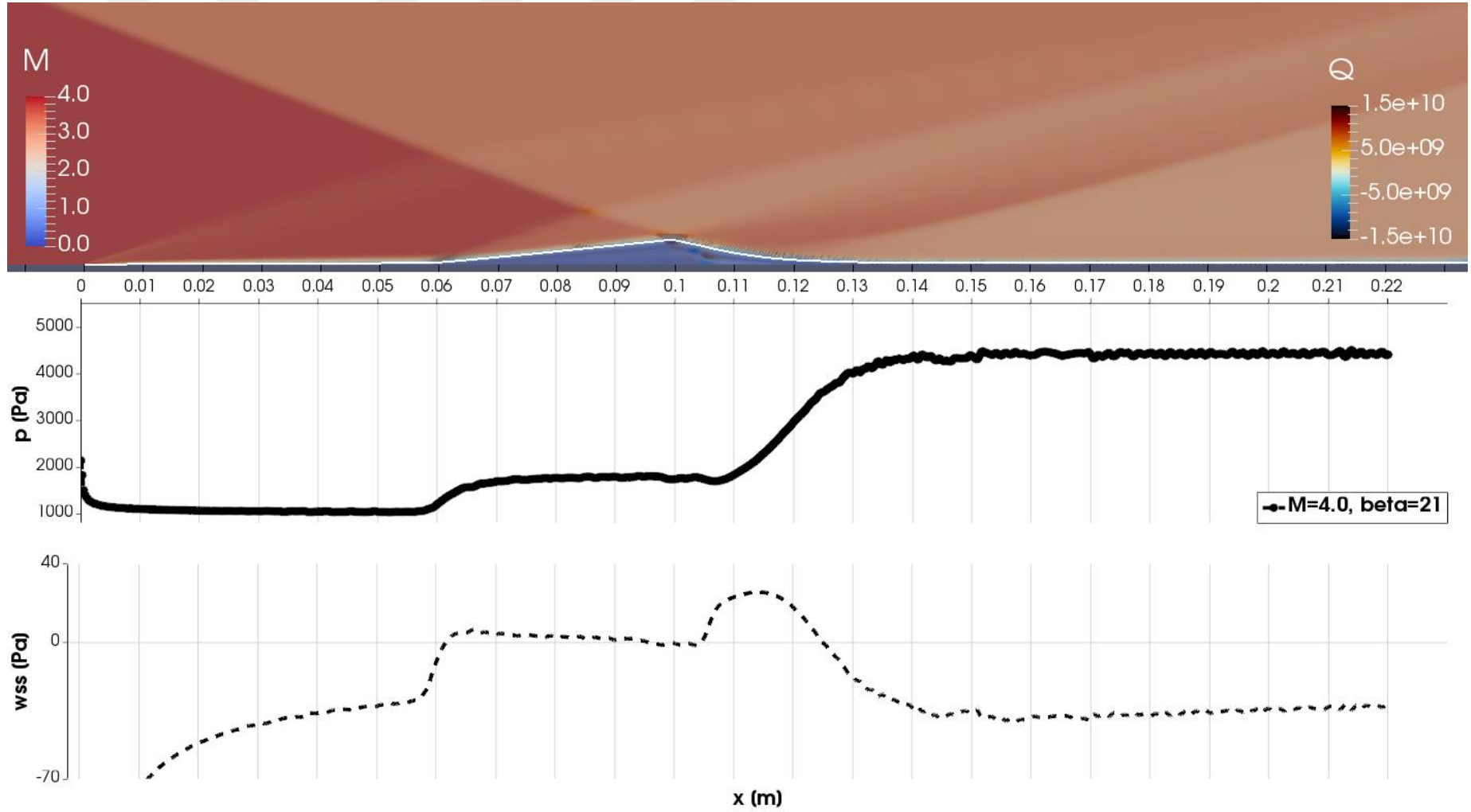


Şekil 5.7: $M = 3.5$, $\beta = 26.09^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.

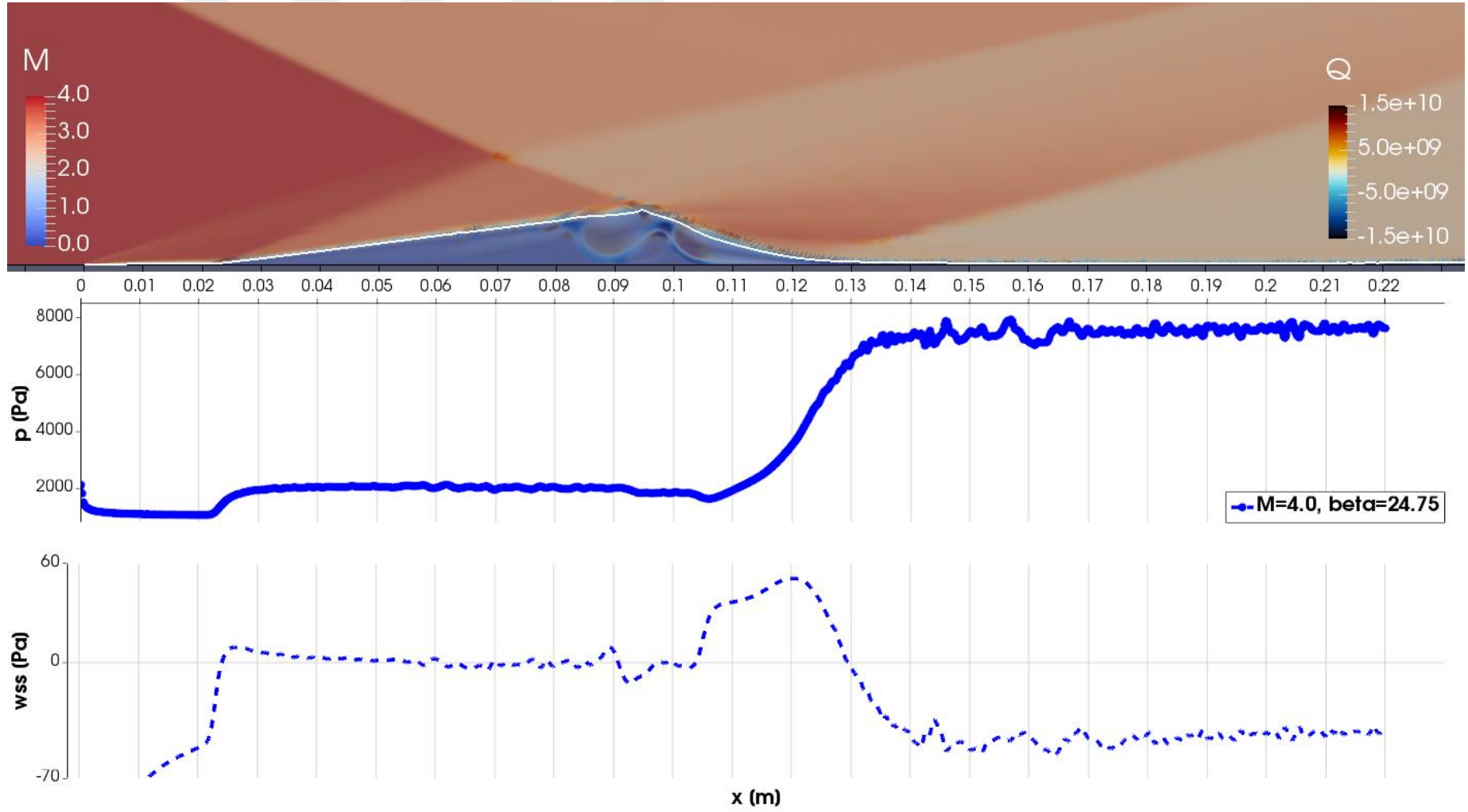


Şekil 5.8: $M = 3.5$, $\beta = 30^\circ$ ’ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.

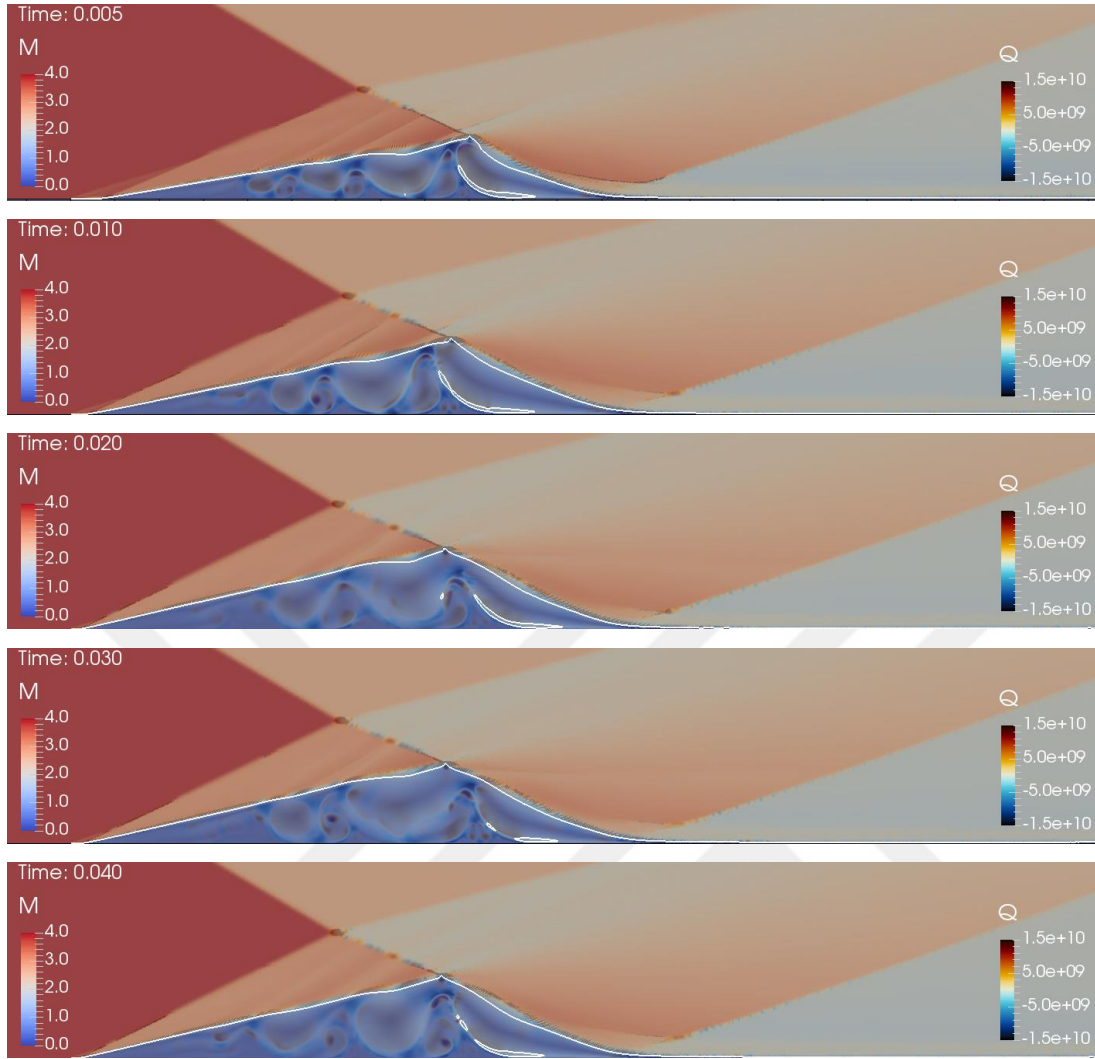
Şekil 5.6 ve şekil 5.7’ de görüldüğü gibi gelen şok açısı artırıldıkça ayrılma bölgesi uzunluğu artmakta, sınır tabaka içindeki baloncuk yapısı da çok merkezli hale gelmektedir. Ayrılma noktası giderek durma noktasına (0.0 m) doğru yaklaşırken, buna paralel olarak yüzeye yeniden tutunma noktasının da durma noktasına yaklaştığı gözlemlenebilir. $M = 3.5$ iken son olarak $\beta = 30^\circ$ ’ deki analiz incelendiğinde sınır tabaka içindeki girdap yapısının kararsız ve tamamen zamana bağlı olduğu ortaya çıkmaktadır. Zamana bağlı Q-kriteri görselleştirmelerine sahip şekil 5.8’ de sınır tabakadaki baloncuk yapısının çok merkezli ve çalkantılı yapısı, bu analizin tamamen zamana bağlı olduğunu göstermektedir.



Şekil 5.9: $M = 4.0$, $\beta = 21^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.



Şekil 5.10: $M = 4.0$, $\beta = 24.75^\circ$ deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi grafikleri.



Şekil 5.11: $M = 4.0$, $\beta = 30^\circ$ ’deki ŞDLSTE yapısı, duvar üzerindeki basınç ve kayma gerilmesinin zamana bağlı değişimi.

Şekil 5.9 ve şekil 5.10 incelendiğinde Mach sayısının ve gelen eğik şok açısının ayrılma bölgesi uzunluğunu ne denli artırdığı gözlenebilir. $\beta = 21^\circ$ ’de şekilde 5.9’da yer alan duvar kayma gerilmesi grafiği dikkate alındığında baloncuk yapısının farklı Mach sayılarındaki analizlere kıyasla artarak 2 adete çıktığı gözlenmiştir. Ayrılma bölgeleri Mach [3, 4] aralığında $\beta = 30^\circ$ ’ye kadar daimi yapı sergilerken, bu açı ve sonrası için akışın zamana bağlı olarak salınım hareketi yaptığı gözlemlenmiştir. (Şekil 5.11) Şok çarpma açısındaki artışın ayrılma baloncuklarını tetikleyerek ayrılma – yeniden birleşme nokta aralığının genişlemesine ve daha fazla yerel merkezli baloncuk oluşmasına sebebiyet vermiştir. Yüzeyden ayrılma noktası S , yüzeye yeniden tutunma noktası R ve ayrılma bölgesi uzunluğu l değerlerine çizelge 5.1’de ayrıntılı olarak yer verilmiştir. $\beta = 30^\circ$ iken akış yapısı çalkantılara sahip olduğu için değerler kesin değil, yaklaşık olarak verilebilmiştir.

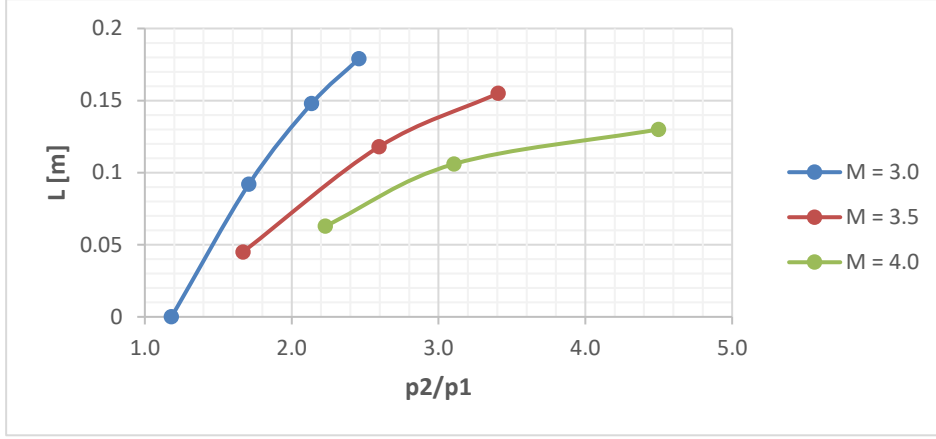
Çizelge 5.1: Ayrılma bölgesi uzunluğunun M ve β açısına göre değişimi.

Mach sayısı	β [°]	Yüzeyden ayrılma noktası S [m]	Yüzeye yeniden tutunma noktası R [m]	S-R Uzunluğu l [m]
3.0	21	-	-	0
3.0	25	0.082	0.175	0.092
3.0	27.93	0.035	0.183	0.148
3.0	30	~0.012	~0.191	~0.179
3.5	21	0.095	0.140	0.045
3.5	25	0.033	0.153	0.120
3.5	26.09	0.024	0.142	0.118
3.5	30	~0.005	~0.160	~0.155
4.0	21	0.062	0.125	0.063
4.0	24.75	0.024	0.130	0.106
4.0	30	~0.004	~0.134	~0.130

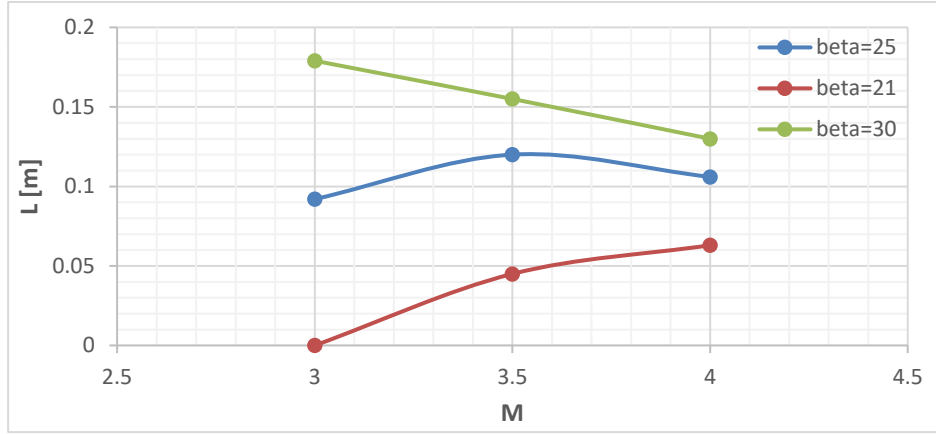
Çizelge 5.2: Mach sayısına ve β açısına göre sınır tabakadaki girdap sayıları.

Mach sayısı	β [°]	S-R Uzunluğu l [m]	Girdap Yapısı ve Sayısı
3.0	21	0	Ayrılma yok
3.0	25	0.092	Durağan girdap (2)
3.0	27.93	0.148	Durağan girdap (4)
3.0	30	~0.179	Kararsızgirdap (7-10)
3.5	21	0.045	Durağan girdap (1)
3.5	25	0.120	Durağan girdap (4)
3.5	26.09	0.118	Durağan girdap (4)
3.5	30	~0.155	Kararsızgirdap (7-10)
4.0	21	0.063	Durağan girdap (2)
4.0	24.75	0.106	Durağan girdap (4)
4.0	30	~0.130	Kararsız girdap (7-10)

Çizelge 5.2 ise sınır tabaka içindeki girdap yapısının ve sayısının Mach sayısına ve gelen şok açısına göre nasıl değiştiğini göstermektedir. Durağan girdap akışın daimi, kararsız girdap yapısı ise akışın zamana bağlı olduğunu göstermektedir.

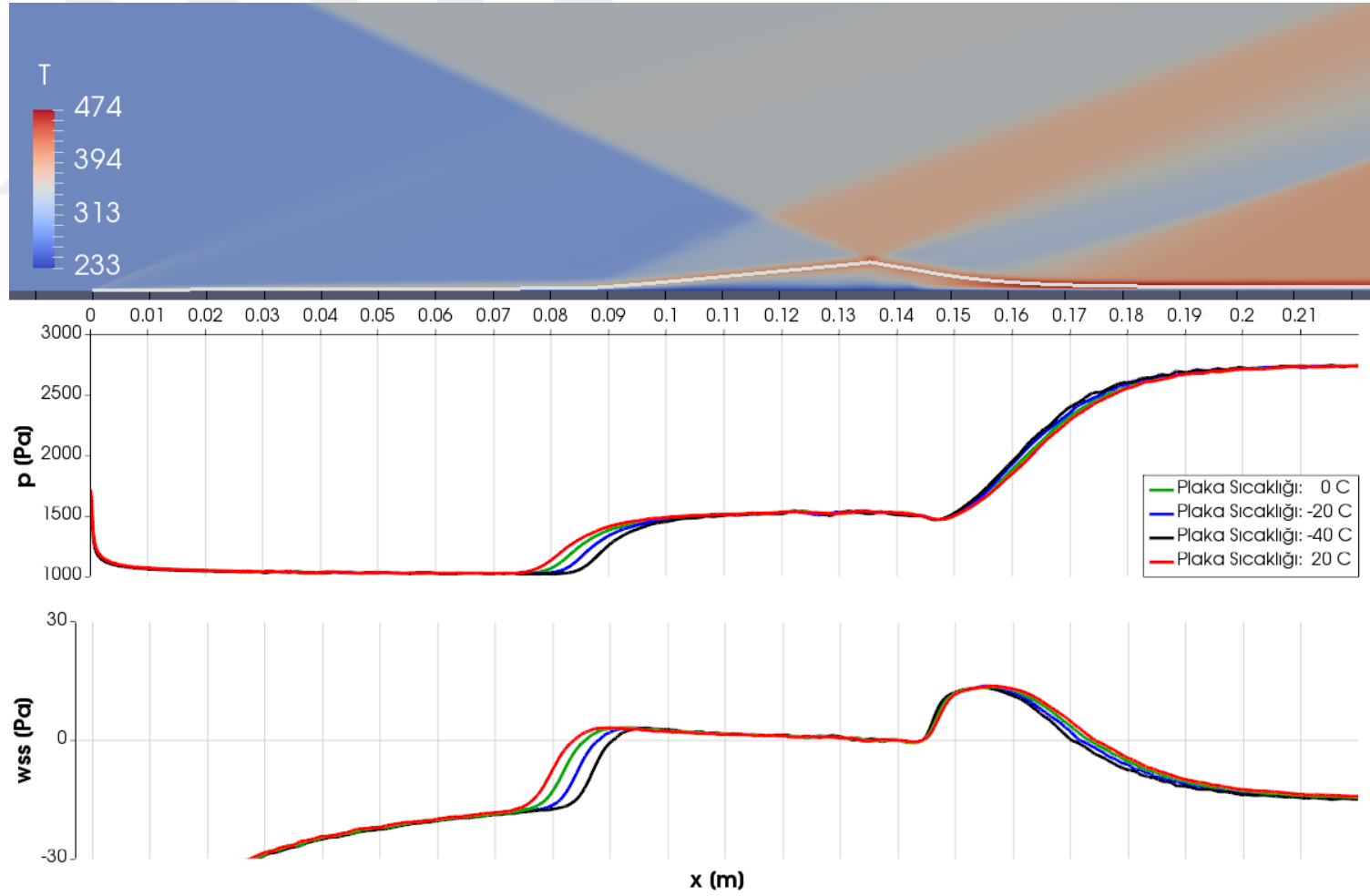


Şekil 5.12: Basınç oranına ve Mach sayısına göre ayrılma bölgesi uzunluğunun değişimi.

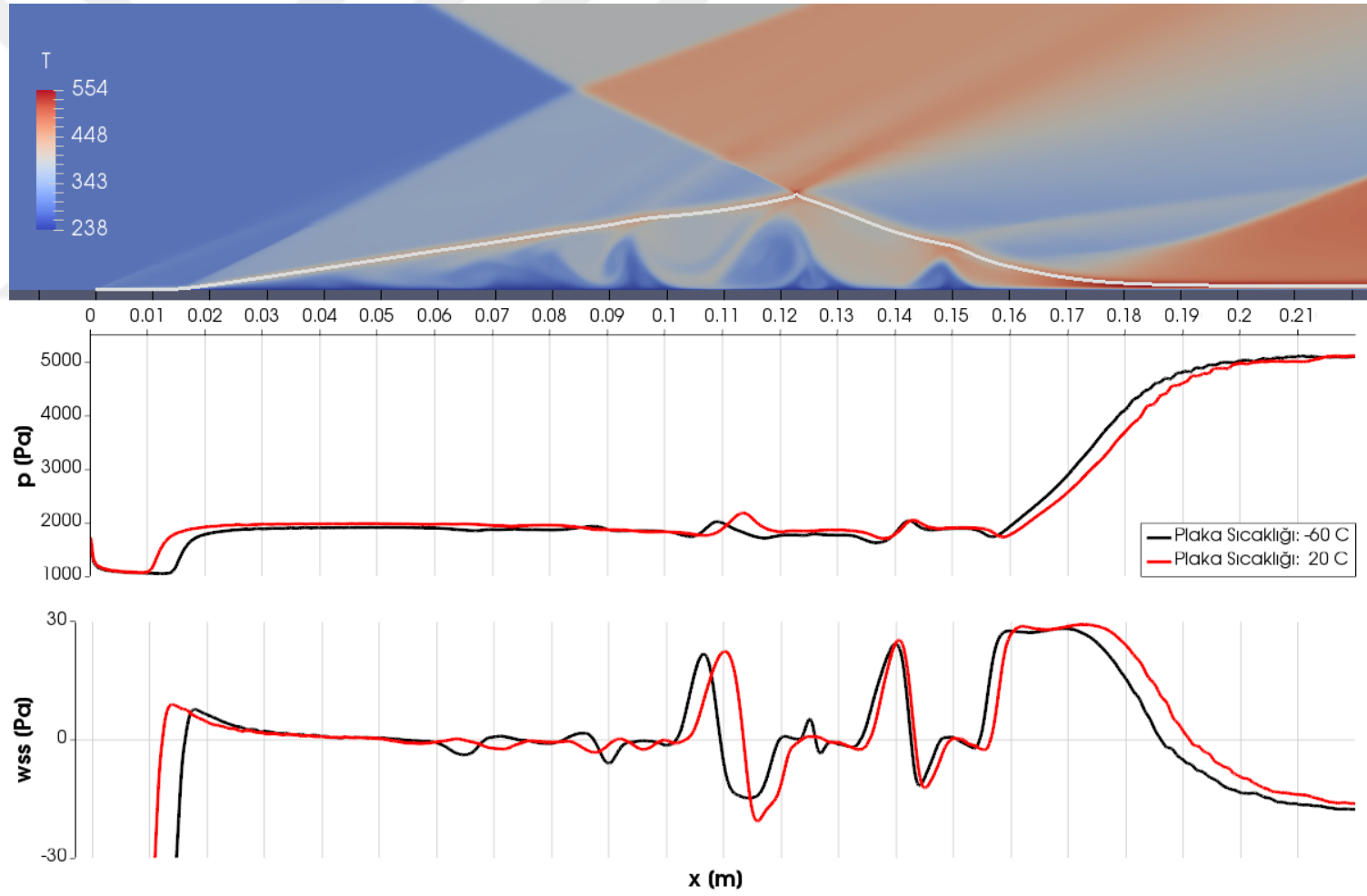


Şekil 5.13: Mach sayısı ve β açısına göre ayrılma bölgesi uzunluğunun değişimi.

Şekil 5.12’ de ayrılma bölgesi uzunluğunun Mach sayısına ve basınç oranına göre değişimi verilmiştir. Şekil 5.13’ te görüldüğü gibi Mach sayısı ve gelen şok açısı birlikte arttırıldığında, ayrılma bölgesi uzunluğu $\beta = 25^\circ$ ile 30° arasında azalmaya başlar. Bunun sebebini açıklarken sınır tabakadaki ayrılmanın yüksek Mach sayılarında ve açılarda plakanın hücum kenarına doğru yaklaştığını ve burada kısıtlandığını söylemek mümkündür. İkinci olarak ise gelen şokun sınır tabaya çarpma bölgesi incelendiğinde sesaltı bölgede bileşke momentumun akımalı yerine akımüstüne yönlendiğini gözlemlemekteyiz. Bu neden de ikinci yansıyan şok dalgasının kökünde yer alan akımalı sınır tabaka akışının yüzeye tutunup ayrılma bölgesinin büyümemesini sağlar. Şekil 5.15’te alt plaka sıcaklığının değiştirilerek akışın yüzeyi tutunması iyileştirilmiştir. $\beta = 30^\circ$ ’ de iken girdap yapısı zamana bağlı olmasına rağmen plaka sıcaklığı düşürüldüğünde ayrılma uzunluğunun azaldığı gözlenmiştir. (Şekil 5.16)



Şekil 5.13: $M = 3.0$, $\beta = 25^\circ$ de alt plaka farklı sıcaklıklarının plaka üzerindeki basınca ve kayma gerilmesine etkisi.



Şekil 5.14: $M = 3.0$, $\beta = 30^\circ$ de alt plaka farklı sıcaklıklarının plaka üzerindeki basınca ve kayma gerilmesine etkisi.

6. SONUÇ VE PLANLANAN ÇALIŞMALAR

Bu tez kapsamında Mach sayısı [3, 4] ve β açısı [21, 30] aralıklarında analizler gerçekleştirilerek eğik şok dalgası ile laminar sınır tabaka etkileşimi incelenmiştir. Akışın laminar kalması için gelen şok uygun noktaya çarptırılarak $Re\ 10^5$ olarak korunmuştur. Mach sayısı, gelen eğik şok açısı ve alt plakanın yüzey sıcaklığı parametre olarak belirlenmiştir. Gerçekleştirilen analizlerde her Mach sayısı için gelen şok açısının 30° olduğu durumlarda akış yapısı zamandan bağımsız bir davranış göstermektedir. İlk aşamadaki analizler bu akış yapısını yalnızca tespit etmeye yönelik yapılmışsa da, bu çalkantılı akış davranışını önlemek de tez çalışmasının amacı arasındadır. Ardından gerçekleştirilen analizlerde alt plaka sıcaklığı düşürülerek bu yapının daimi hale dönmesi, bunun yeterli olmadığı durumlarda en azından çalkantıların görece sönümlenmesi ve ayrılma bölgesi uzunluğunun azaltılması sağlanmıştır.

Bu çalışma ile belirlenen süpersonik Mach sayılarındaki ve farklı açılara sahip bir akış düzeneğinin nasıl davranacağı ortaya konmuş ve bu durumda ortaya çıkan olumsuz etkilerin nasıl önlenebileceğine dair öneri getirilmiştir.

Bu tez çalışması ile elde edilen bilgilerin gelecekteki diğer çalışmalarda kullanılması etkileşim bölgesinin 3. boyut etkisinin araştırılması planlanmaktadır. Özellikle sınır tabakanın zamandan bağımsız ancak periyodik davranış sergilediği durumlarda, bu yapının çalkalanma durumunda kalması ya da 3. boyut etkisi ile sönümlenmesi araştırılacaktır. Bunun yanında, düz plaka üzeri ve sıkışma köşesi gibi farklı tip etkileşim bölgelerindeki akış yapısını, termodinamik özelliklerini birbiri ile ilişkilendirme ve korelasyonlar oluşturma da planlanan çalışmalar arasında yer almaktadır.



KAYNAKÇA

- Armstrong, J.** (2017, Temmuz 5). <http://www.johnnyarmstrong.com/test-stories/x-15a-2-expanding-the-envelope-to-mach-6-7/> adresinden alındı
- Beam, R. M., & Warming, R. F.** (1978). A Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations. *AIAA Journal*, 16(4), 393-402.
- Chapman, D. R., Kuehn, D. M., & Larson, H. K.** (1958). Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition.
- Crocco, L., & Lees, L.** (1952). *A Mixing Theory for the Interaction Between Dissipative Flows and Nearly-Isentropic Streams*. Princeton University, Aeronautical Engineering Laboratory.
- Degrez, G., Boccadoro, C. H., & Wendt, J. F.** (1987). The Interaction Of An Oblique Shock Wave with a Laminar Boundary Layer Revisited. An Experimental and Numerical Study. *Journal of Fluid Mechanics*, 177, 247-263. doi:10.1017/S0022112087000946
- Delery, J., Marvin, J. G., & Reshotko, E.** (1986). Shock Wave Boundary Layer Interactions. *AGARDograph*(280).
- Ferri, A.** (1939). *Experimental Results with Airfoils Tested in the High-Speed Tunnel at Guidonia*. NACA Technical Memorandum No: 946.
- Greenshields, C. J.** (2016). OpenFOAM User Guide. *Version 4.0*.
- Greenshields, C. J., Weller, H. G., Gasparini, L., & Reese, J. M.** (2010). Implementation of Semi-Discrete, Non-Staggered Central Schemes in a Colocated, Polyhedral, Finite Volume Framework, for High-Speed Viscous Flows. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 63(1), 1-21.
- Hakkinen, R. J.** (1959). *The Interaction of an Oblique Shock Wave with a Laminar Boundary Layer*. National Aeronautics and Space Administration.
- Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H., & Daniel, T. V.** (2012). *Aerodynamics for Engineering Students* (Cilt 6). Waltham: Butterworth-Heinemann.
- İnce, Z. A.** (1987). *Fin-Düz Levha Birleşimindeki Şok Dalgası Sınır Tabaka Etkileşimi*. Bitirme Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Kaya, M. O.** (1987). *Ok Açılı Bir Sıkışma Köşesindeki Şok Dalgası Sınır Tabaka Girişimi*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Krehl, P. O.** (2009). *History of Shock Waves, Exposions and Impact*. Berlin: Springer.

- Kurganov, A., & Tadmor, E.** (2000). High-Resolution Central Schemes for Nonlinear Conservation Laws and Convection-Diffusion Equations. *Journal of Computational Physics*, 160(1), 241-282.
- Kurganov, A., Noelle, S., & Petrova, G.** (2002). Semidiscrete Central-Upwind Schemes for Hyperbolic Conservation Laws and Hamilton-Jacobi Equations. *SIAM Journal of Scientific Computing*, 23(2), 707-740.
- Lees, L., & Reeves, B. L.** (1964). Supersonic Separated and Reattaching Laminar Flows. i - General Theory and Application to Adiabatic Boundary-Layer Shock-Wave Interactions. *AIAA Journal*, 2(11), 1907-1920. doi:10.2514/3.2700
- MacCormack, R. W.** (1971). Numerical Solution of the Interaction of a Shock Wave with a Laminar Boundary Layer. *Proceedings of the Second International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics*. 8, s. 151-163. Springer Berlin Heidelberg.
- Marcantoni, L. F., Tamagno, J. P., & Elaskar, S. A.** (2012). High Speed Flow Simulation Using OpenFOAM. *Mecanica Computacional*, 31, 2939-2959.
- Özcan, O., & Holt, M.** (1984). Supersonic Separated Flow past a Cylindrical Obstacle on a Flat Plate. *AIAA Journal*, 22(5), 611-617.
- Özcan, O., Kaya, M. O., & Ünalımsı, H.** (1989). Supersonic Separated Flow over a Swept Compression Corner. *10th Australasian Fluid Mechanics Conference*. Melbourne, Australia.
- Ünalımsı, Ö. H.** (1989). *An Experimental Investigation of Shock-Wave / Boundary-Layer Interaction Induced by Compression Corners & Sharp Fins*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- Yüceil, K. B.** (1989). *An Experimental Investigation of Shock-Wave / Boundary-Layer Interaction Induced by Cylindrical Obstacles*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Hasan Avşar
Doğum Tarihi ve Yeri : 06.10.1990, Manisa
E-posta : avsarhas@itu.edu.tr
hasanavsar@outlook.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans:** 2013, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans:** 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2013-2014 yılları arasında TUSAŞ Motor Sanayii firmasında Aerodinamik Analiz Mühendisi olarak çalıştı.
- 2016 ve 2017 yıllarında EnginSoft Italy firmasında Akışkanlar Dinamiği Analiz Mühendisi olarak görevi aldı.
- 2014-2017 yılları arasında EnginSoft Turkey firmasında Proje Mühendisi ve Proje Lideri olarak çalıştı.

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR VE SUNUMLAR:

- **Avşar, H., Çelik, B.** 2016. Induced Shock Wave Laminar Boundary Layer Interaction in OpenFOAM, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, June 5-10, 2016 Crete Island, Greece.

DİĞER YAYINLAR VE SUNUMLAR:

- **Avşar, H., At, A., Çelik, B.** 2013. Computational Simulation of Shock Wave Laminar Boundary Layer Interaction, *Ankara International Aerospace Conference*, AIAC-2013-147.